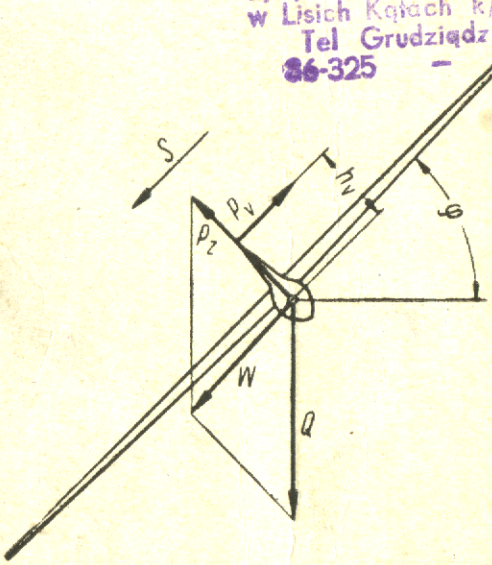
AEROKLUB PRL

WYCZYNOWE
SZKOLENIE SZYBOWCOWE

MECHANIKA LOTU

Aeroklub Grudziądzki
Wyczynowy Ośrodek Szkol. Szybowcowego
w Lisich Kątach k/Grudziądza
Tel Grudziądz 2[illegible]-37
86-325 – MOKRE



WYDAWNICTWA KOMUNIKACJI i ŁĄCZNOŚCI

Autor: mgr inż. WIESŁAWA ŁANECKA-MAKARUK

Okładkę projektował: KRZYSZTOF RACINOWSKI

797.55

W książce omówiono zagadnienia związane z mechaniką lotu ze szczególnym uwzględnieniem zjawisk aerodynamicznych mających wpływ na zachowanie się szybowca w locie.

Książka, przeznaczona dla pilotów posiadających licencję pilota szybowcowego, ma na celu przygotowanie pilota do wyczynowych lotów szybowcowych.

Redaktor: TERESA DRZAL

Redaktor techniczny: JERZY KORPALSKI

Korektor: MARIA MATULEWICZ

WYDAWNICTWA KOMUNIKACIJ i ŁĄCZNOŚCI
WARSZAWA 1969

Wydanie pierwsze. Nakład 2500+200 egz.
Ark. wyd. 6,8. Ark. druk. 4,7.
Oddano do składania 21.IX. 1968.
Podpisano do druku w styczniu 1969.
Druk ukończono w lutym 1969.
Papier druk. sat. kl. IV 70 g 70×100 z Kluczy.
Zam. 174/68. K-5739. Cena zł 10,— N-31.

Zakł. Graf. „Tamka". Zakł. nr 1, W-wa. Zam. 1563/68. N-31

SPIS TREŚCI

Wykaz oznaczeń użytych w tekście 5
Rozdział 1. Atmosfera wzorcowa 9
Rozdział 2. Aerodynamiczne badania tunelowe 14
Rozdział 3. Zagadnienia aerodynamiczne wypływające ściśliwości powietrza 24
Rozdział 4. Podstawowe wiadomości o śmigle 38
Rozdział 5. Wpływ parametrów konstrukcyjnych na stateczność statyczną szybowców 47
Rozdział 6. Wpływ parametrów konstrukcyjnych na stateczność dynamiczną podłużną i boczną szybowców . . 58
Rozdział 7. Wpływ wysokości na właściwości lotne szybowca oraz na wskazania przyrządów 63
Rozdział 8. Biegunowa krążenia 69
Rozdział 9. Obciążenia szybowca 73
Rozdział 10. Zjawiska związane z przekroczeniem dopuszczalnej prędkości 86
Rozdział 11. Podwyższanie doskonałości szybowców . . . 95
Rozdział 12. Tendencje rozwojowe i najnowsze konstrukcje szybowcowe świata 98

BIBLIOTEKA AEROKLUBU POLSKIEJ RZECZYPOSPOLITEJ LUDOWEJ

„Wyczynowe Szkolenie Szybowcowe" to druga seria cyklu wydawniczego Biblioteki Aeroklubu PRL, opracowanej przez Wydział Szkolenia Zarządu Głównego APRL.

Pierwsza seria, pt. „Szkolenie Szybowcowe" (wydana w latach 1966—1968), obejmowała wiadomości niezbędne do zdobycia srebrnej odznaki szybowcowej i licencji pilota szybowcowego. Dalsze rozwinięcie tych wiadomości będą zawierały podręczniki, które ukażą się w ramach niniejszej — drugiej serii. Omówią one następujące zagadnienia: mechanika lotu, meteorologia, łączność radiowa, taktyka przelotowa, eksploatacja szybowców i zasady pilotażu — w zakresie obowiązującym pilota szybowcowego I klasy. Seria, opracowana według Programu Szkolenia Szybowcowego, ma za zadanie przygotowanie pilotów szybowcowych do lotów wyczynowych.

Seria „Wyczynowe Szkolenie Szybowcowe", podobnie jak seria pierwsza Biblioteki APRL, przeznaczona jest przede wszystkim dla pilotów i instruktorów szybowcowych. Czytelnicy, którzy nie uprawiają sportu szybowcowego, lecz interesują się zagadnieniami lotniczymi, znajdą w tej serii interesującą lekturę, pogłębiającą i rozszerzającą wiadomości z zakresu lotnictwa.

Wydział Szkolenia APRL

WYKAZ OZNACZEŃ UŻYTYCH W TEKŚCIE

A — środek aerodynamiczny; amplituda wahań

a — prędkość dźwięku, ramię siły; odległość środka aerodynamicznego A od środka skręceń S

B — siły bezwładności

b — rozpiętość płata

c — cięciwa profilu

c_m — współczynnik momentu pochylającego

c_x — współczynnik oporu

c_{xi} — współczynnik oporu indukowanego

$c_{x\,int}$ — współczynnik oporu interferencyjnego

$c_{x\,\min}$ — minimalny współczynnik oporu

c_{xszk} — współczynnik oporu szkodliwego

c_z — współczynnik siły nośnej

$c_{z\,\max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej

c_N — współczynnik mocy

D — doskonałość szybowca; średnica śmigła

F — przekrój przestrzeni pomiarowej tunelu

G — ciężar

g — przyspieszenie ziemskie; grubość profilu

h — wysokość lotu

H — jako wskaźnik oznacza „pochodzący od usterzenia poziomego"

I_y — moment bezwładności szybowca względem osi y

i_y — ramię bezwładności

k — współczynnik proporcjonalności

L — moment przechylający szybowiec

l — wymiar liniowy

l_H — odległość środka aerodynamicznego usterzenia wysokości od środka ciężkości szybowca mierzona równolegle do cięciwy skrzydła

l_v — odległość środka aerodynamicznego usterzenia kierunku od środka ciężkości szybowca

M — moment pochylający szybowiec

M_0 — moment sił aerodynamicznych względem środka aerodynamicznego

Ma — liczba Macha

M_n — moment gnący normalny

M_s — moment skręcający

M_T — moment gnący w płaszczyźnie stycznej

m — masa ciała; współczynnik obciążeń niszczących konstrukcji

N — moment odchylający szybowiec; moc

N_m — moc pobierana przez silnik

N_n — moc silnika napędzającego śmigło

N_T — moc jaką daje śmigło

n — współczynnik obciążenia dopuszczalnego; obroty śmigła

P — siły pochodzące od ciśnienia

P_l — siła nośna pochodząca od wychylenia lotki

P_m — siła obwodowa śmigła

$P_{odś}$ — siła odśrodkowa

P_x — siła oporu

P_z — siła nośna

P_{zH} — siła nośna na usterzeniu wysokości

P_v — siła nośna na usterzeniu kierunku

Q — ciężar szybowca

R — promień zakrętu i krążenia

Re — liczba Reynoldsa

r — odległość przekroju śmigła od osi obrotu

S — środek skręceń; powierzchnia skrzydeł

S_H — powierzchnia usterzenia wysokości

s — prędkość ślizgu

T — temperatura bezwzględna; siły tarcia; okres drgań; ciąg śmigła

T_n — siła normalna

T_t — siła styczna

t — temperatura w °C; czas

u — prędkość obwodowa śmigła

V — objętość

v — prędkość lotu

v_n — prędkość lotu wzdłuż cięciwy

v_z — prędkość lotu w zakręcie

v_b — prędkość lotu w burzliwej atmosferze

v_{ek} — ekonomiczna prędkość lotu

v_{max} — maksymalna prędkość lotu

v_{min} — minimalna prędkość lotu

v_{opt} — optymalna prędkość lotu

v_{kr} — krytyczna prędkość flatteru

w — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym; prędkość pionowa podmuchu; wypadkowa prędkość łopaty śmigła

w_z — prędkość opadania w zakręcie

w_k — prędkość wznoszenia się powietrza w kominie

w_{ok} — prędkość wznoszenia się powietrza w centrum komina

x — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości mierzona równolegle do cięciwy skrzydła

z — odległość środka aerodynamicznego szybowca od środka ciężkości mierzona prostopadle do cięciwy skrzydła

α — (alfa) kąt natarcia

α_{kr} — krytyczny kąt natarcia

β — (beta) kąt nastawienia łopaty śmigła; kąt załamania ścianki

γ — (gamma) ciężar właściwy

δ, Δ — (delta) kąt ślizgu; przyrost wielkości fizycznej

φ — (fi) kąt przechylenia

$\varkappa_H$ — (kappa ze znaczkiem $_H$) cecha objętościowa szybowca

μ — (mi) kąt Macha

Λ — (lambda) wydłużenie skrzydła

ν — (ni) współczynnik bezpieczeństwa konstrukcji, kinematyczny współczynnik lepkości powietrza

ν_x — (ni ze znaczkiem $_x$) kąt skosu skrzydła

ν_z — (ni ze znaczkiem $_z$) kąt wzniosu skrzydła

ρ — (ro) gęstość powietrza

Θ — (teta) kąt toru lotu ślizgowego; kąt skręcenia skrzydła.

Rozdział 1

ATMOSFERA WZORCOWA

Przy rozważaniu zagadnień związanych z lotami szybowców i samolotów musimy zapoznać się z właściwościami ośrodka, w którym te loty się odbywają, czyli z właściwościami atmosfery ziemskiej.

We wszystkich zagadnieniach mechaniki lotu interesują nas przede wszystkim siły aerodynamiczne działające na szybowiec w locie. Siły te zależą między innymi od gęstości powietrza ϱ. Gęstością powietrza ϱ nazywamy masę jednego metra sześciennego powietrza. Możemy więc napisać:

$$\varrho = \frac{m}{V} \tag{1}$$

gdzie:

V — objętość powietrza w m^3,
m — masa powietrza w kg.

Jak pamiętamy, masa ciała m równa jest jego ciężarowi G (kG) podzielonemu przez przyspieszenie ziemskie g (m/s^2), a więc:

$$m = \frac{G}{g} \left[\frac{kGs^2}{m}\right] \tag{2}$$

Gęstość powietrza ϱ możemy teraz wyrazić jako:

$$\varrho = \frac{m}{v} = \frac{G}{g \cdot V} \left[\frac{kGs^2}{m^4}\right] \tag{3}$$

Wiadomo z kolei, że stosunek ciężaru ciała do jego objętości określa ciężar właściwy ciała γ:

$$\gamma = \frac{}{V} \left[\frac{kG}{m^3}\right] \tag{4}$$

Wyrażając gęstość ϱ za pomocą γ możemy napisać:

$$\varrho = \frac{\gamma}{g} \left[\frac{\mathrm{kGs}^2}{\mathrm{m}^4} \right] \tag{5}$$

Wraz ze wzrostem wysokości zmniejsza się ciśnienie powietrza oraz jego ciężar właściwy γ. To z kolei powoduje zmniejszenie się gęstości ϱ (5).

Ciśnienie powietrza, tak jak każdego gazu, zależy od temperatury, a więc i gęstość jako zależna od ciśnienia zależy od temperatury.

Wpływ ciśnienia i temperatury powietrza na jego gęstość w atmosferze do wysokości 11 km wyraża się następującym wzorem:

$$\frac{\varrho_h}{\varrho_0} = \frac{p_h}{p_0} \frac{T_0}{T_h} \tag{6}$$

gdzie:

ϱ_h — gęstość powietrza na wysokości h ponad ziemią,
ϱ_0 — gęstość powietrza na wysokości 0 na ziemi,
p_h — ciśnienie powietrza na wysokości h nad ziemią,
p_0 — ciśnienie powietrza na wysokości 0 na ziemi,
T_h — $273°\mathrm{K} + t_h$ — temperatura bezwzględna powietrza na wysokości h nad ziemią,
$T_0 = 273°\mathrm{K} + t_0$ — temperatura bezwzględna powietrza na wysokości 0 na ziemi,
t_h — temperatura powietrza na wysokości h nad ziemią w °C,
t_0 — temperatura powietrza na wysokości 0 na ziemi w °C.

Gdybyśmy obliczyli na podstawie wzoru (6) gęstość powietrza na różnych wysokościach przyjmując wartości ϱ_0, p_0 i T_0 na wysokości 0 m jako stałe, to okazałoby się, że gęstość powietrza silnie maleje w miarę wzrostu wysokości.

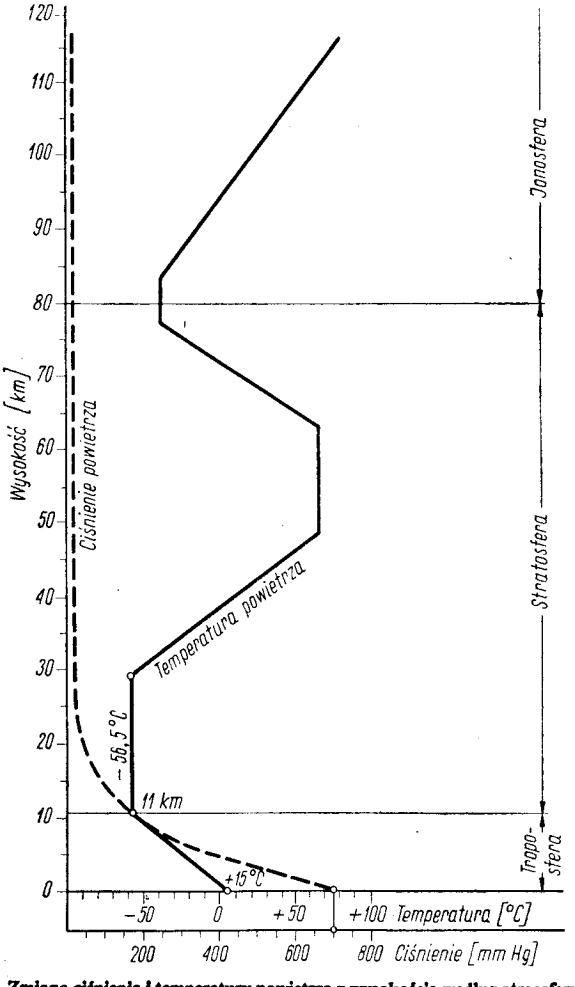
Siły aerodynamiczne, a tym samym osiągi i właściwości lotne szybowców zależą od gęstości powietrza, a więc od jego ciśnienia i temperatury. Z kolei wiadomo z meteorologii, że ciśnienie i temperatura powietrza zmieniają się z wysokością, a ponadto zależą od położenia geograficznego, od pory roku i dnia i że zmieniają się z godziny na godzinę. Ażeby więc móc porównywać ze sobą właściwości lotne różnych szybowców i samolotów badanych w różnym czasie w różnych miejscowościach, ustalono na międzynarodowej konferencji lotniczej (ICAO*), tzw. „atmosferę wzorcową" nazwaną również „atmo-

* International Civil Aviation Organization.

sferą normalną". Atmosfera wzorcowa ma umowne właściwości przyjęte na podstawie licznych pomiarów meteorologicznych przeprowadzanych w przeciętnych warunkach atmosferycznych na średnich szerokościach geograficznych.

Wszystkie osiągi i właściwości lotne oraz rekordy szybowców i samolotów uzyskane w warunkach rzeczywistych przelicza się w odniesieniu do atmosfery wzorcowej, co umożliwia porównywanie ich między sobą.

Na rysunku 1 przedstawiono zależność ciśnienia i temperatury od wysokości przyjętych na podstawie atmosfery wzorco-



Rys. 1. Zmiana ciśnienia i temperatury powietrza z wysokością według atmosfery wzorcowej

wej oraz zaznaczono podział atmosfery na poszczególne strefy zależnie od wysokości. W tablicy 1 podano wartości charakterystyczne atmosfery wzorcowej dla różnych wysokości.

Tablica 1

Atmosfera wzorcowa

Wysokość h [m]	Temperatura t [°C]	Temperatura T [°K]	Ciśnienie p [mm Hg]	Ciśnienie p $\left[\frac{kG}{cm^2}\right]$	Ciśnienie p [mb]	Gęstość ϱ $\left[\frac{kGs^2}{m^4}\right]$	Prędkość dźwięku a [m/s]	Lepkość kinematyczna ν [m²/s]
0	+15,00	+288,00	760,00	1,033	1013,25	0,125	340,27	1,45
500	+11,75	284,75	715,99	0,973	954,59	0,1191	338,35	
1 000	+8,50	281,50	674,09	0,916	898,70	0,1134	336,41	1,58
1 500	+5,25	278,25	634,18	0,862	845,55	0,1079	334,45	
2 000	+2,00	275,00	596,23	0,811	794,88	0,1027	332,50	1,71
2 500	−1,25	271,75	560,11	0,761	746,78	0,0976	330,53	
3 000	−4,5	268,50	525,79	0,715	700,99	0,0927	328,55	1,85
3 500	−7,75	265,27	493,19	0,670	657,57	0,0881	326,55	
4 000	−11,00	262,00	462,26	0,628	616,28	0,0836	324,54	2,01
4 500	−14,25	258,75	432,90	0,580	569,58	0,0792	322,13	
5 000	−17,50	255,50	405,09	0,551	540,07	0,0751	320,50	2,2
5 500	−20,75	252,25	378,71	0,515	504,93	0,0711	318,45	
6 000	−24,00	249,00	353,77	0,481	471,67	0,0673	316,39	2,4
6 500	−27,25	245,75	330,18	0,449	440,20	0,0636	314,33	
7 000	−30,50	242,50	307,87	0,419	410,46	0,0601	312,24	2,62
7 500	−33,75	239,25	286,79	0,390	382,36	0,0568	310,14	
8 000	−37,00	236,00	266,86	0,363	355,84	0,0536	308,03	2,89
8 500	−40,25	232,75	248,13	0,337	330,84	0,0505	305,90	
9 000	−43,50	229,50	230,45	0,313	307,27	0,0476	303,75	3,18
9 500	−46,75	226,25	213,82	0,291	285,08	0,0448	301,59	
10 000	−50,00	223,00	198,16	0,270	264,21	0,0421	299,42	3,50
11 000	−56,50	216,50	169,40	0,236	226,17	0,0371	295,02	3,85
12 000	−56,50	216,50	144,63	0,197	193,16	0,0317	295,02	4,51
13 000	−56,50	216,50	123,65	0,168	164,97	0,0271	295,02	5,28
14 000	−56,50	216,50	105,56	0,144	140,89	0,0231	295,02	6,18
15 000	−56,50	216,50	90,14	0,123	120,32	0,0197	295,02	7,23
16 000	−56,50	216,50	77,08	0,105	102,76	0,0169	295,02	8,47
17 000	−56,50	216,50	65,83	0,089	87,76	0,0144	295,02	9,93
18 000	−56,50	216,50	56,22	0,076	74,95	0,0123	295,02	11,61
19 000	−56,50	216,50	48,01	0,065	64,01	0,0105	295,02	13,60
20 000	−56,50	216,50	41,01	0,056	54,67	0,0090	295,02	15,80

Atmosferę otaczającą kulę ziemską podzielono na następujące strefy zależnie od wysokości:

1) troposfera — od wysokości 0 do 11 km,
2) stratosfera — od wysokości 11 km do 80 km,
3) jonosfera — powyżej 80 km,
4) egzosfera — najbardziej zewnętrzna część atmosfery przechodząca w przestrzeń międzyplanetarną.

A oto najbardziej charakterystyczne wielkości przyjęte według atmosfery wzorcowej dla poszczególnych stref.

1) Troposfera (na ziemi na wysokośći 0 m):
   a) temperatura powietrza $t_0 = +15°C$,
   b) temperatura bezwzględna $T_0 = 273° + 15° = 288°K$,
   c) ciśnienie powietrza $p_0 = 760$ mm Hg $= 10\,332{,}28$ kG/m^2,
   d) ciężar właściwy powietrza $\gamma_0 = 1{,}2255$ kG/m^3,
   e) gęstość powietrza $\varrho = \frac{1}{8} = 0{,}125 \frac{\text{kGs}^2}{\text{m}^4}$,
   f) spadek temperatury w troposferze wynosi 6,5°C na każde 1000 m w górę,
   g) temperatura na wysokości 11 km (koniec troposfery) wynosi −56,5°C.
2) Stratosfera
   a) w dolnej warstwie stratosfery do wysokości $h = 30$ km temperatura jest stała i wynosi −56,5°C,
   b) powyżej wysokości $h = 30$ km temperatura zmienia się tak, jak to pokazano na rysunku 1 i określona jest za pomocą kinetycznej teorii gazów.
3) Jonosfera charakteryzuje się występowaniem dużej ilości naelektryzowanych cząsteczek gazów, co wywołuje różne zjawiska elektromagnetyczne. Oczywiste jest, że na temat górnych warstw atmosfery mamy dużo mniej informacji, gdyż dysponujemy mniejszą ilością wyników pomiarowych.

Na podstawie wzoru (6) przyjmując wielkości ϱ_0, p_0, T_0 według atmosfery wzorcowej gęstość powietrza ϱ_h do wysokości 11 km obliczamy ze wzoru:

$$\varrho_h = 0{,}125 \frac{p_h}{760} \frac{288}{273 + t_h} \left[\frac{\text{kGs}^2}{\text{m}^4}\right] \tag{7}$$

We wzorze tym wielkość p_h przedstawiamy w mm Hg, a t_h w °C.

W zagadnieniach mechaniki lotu spotykać się będziemy jeszcze z następującymi wielkościami, które podano w tablicy 1:

— prędkość dźwięku a

$$a = 340{,}3\sqrt{\frac{T_h}{288}} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{8}$$

— kinematyczny współczynnik lepkości ν_w [m²/s] potrzebny do obliczania liczby Reynoldsa. Dla powietrza przy ziemi współczynnik ten wynosi $\nu_0 = 1{,}45 \cdot 10^5$ m²/s.

Jako jednostki ciśnienia używane są: kG/m² lub mm Hg (milimetry słupa rtęci). W meteorologii używa się również jednostki zwanej „bar" i „milibar" (mb). „Bar" jest to ciśnienie miliona dyn na 1 cm². Po przeliczeniu otrzymamy:

$$1 \text{ bar} = 1000 \text{ mb} = 750 \text{ mm Hg}$$

W tablicy 1 podano ciśnienie we wszystkich tych trzech jednostkach.

Najnowsze badania wykazały, że atmosfera pod względem składu aż do wysokości 1000 km nie ulega zmianie i zawiera tak jak przy ziemi: 21% tlenu, 78% azotu oraz 1% innych gazów szlachetnych.

Rozdział 2

AERODYNAMICZNE BADANIA TUNELOWE

Siła nośna P_z i siła oporu P_x są wyrażane następującymi wzorami:

$$\left.\begin{aligned} P_z &= \frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z \\ P_x &= \frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_x \end{aligned}\right\} \tag{9}$$

Wielkości takie, jak: gęstość powietrza ϱ, powierzchnię skrzydeł S oraz prędkość lotu V możemy łatwo określić dla danych warunków lotu. Jedynie wartości współczynników sił aerodynamicznych c_z i c_x nie możemy określić w sposób prosty bez przeprowadzenia dodatkowych badań i zastosowania specjalnych urządzeń.

Otóż współczynniki te określa się w sposób doświadczalny w specjalnie do tego celu budowanych tunelach aerodynamicznych. Tunele takie są to odpowiednio ukształtowane kanały, w których za pośrednictwem wentylatorów napędzanych silnikami wytwarzany jest strumień powietrza. W tym strumieniu powietrza umieszcza się na specjalnej wadze model badanego samolotu i mierzy się siłę nośną i siłę oporu.

Znając wartości sił i przekształcając wzór (9) otrzymujemy takie zależności na c_z i c_x:

$$c_z = \frac{2P_z}{\varrho \cdot S \cdot v^2}$$
$$c_x = \frac{2P_x}{\varrho \cdot v \cdot v^2} \qquad (10)$$

gdzie:

v — prędkość przepływającego powietrza w tunelu w m/s,

ϱ — gęstość przepływającego powietrza w tunelu w $\frac{\text{kGs}^2}{\text{m}^4}$,

S — powierzchnia skrzydeł badanego modelu w m^2.

W ciągu ostatnich lat badania doświadczalne w tunelach aerodynamicznych bardzo się rozpowszechniły, a technika i metodyka pomiarów silnie się rozwinęły.

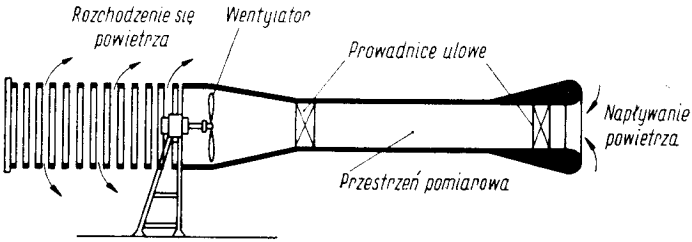
Zaczęto budować tunele aerodynamiczne o dużych przestrzeniach pomiarowych, w których można badać nawet samoloty i szybowce o wielkości naturalnej. Ponadto buduje się tunele dla dużych zakresów prędkości, zarówno dla prędkości pod-, jak i naddźwiękowych.

Buduje się obecnie dwa rodzaje tuneli aerodynamicznych:

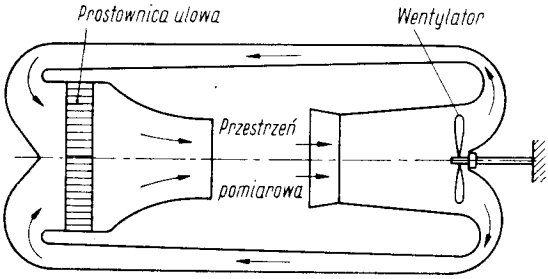
1) tunele przelotowe,

2) tunele o zamkniętym obiegu powietrza.

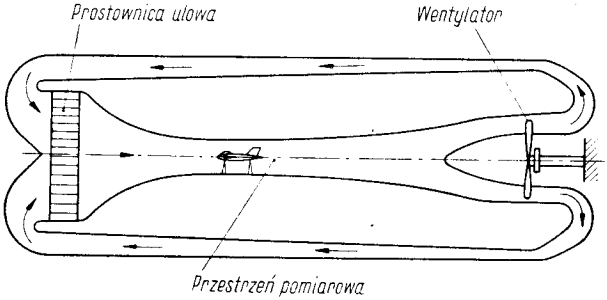
Dla przykładu na rysunkach 2, 3, 4, 5, 6 podano kilka schematów charakterystycznych tuneli różnych typów, stosowanych obecnie.



Rys. 2. Aerodynamiczny tunel przelotowy



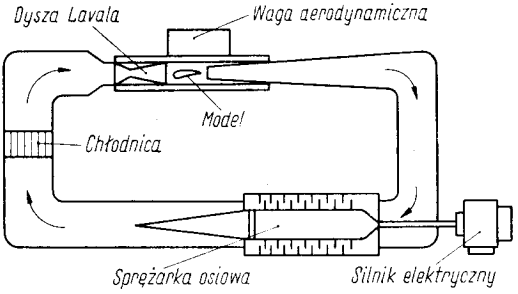
Rys. 3. Aerodynamiczny tunel o ciągłym obiegu i otwartej przestrzeni pomiarowej na małe prędkości



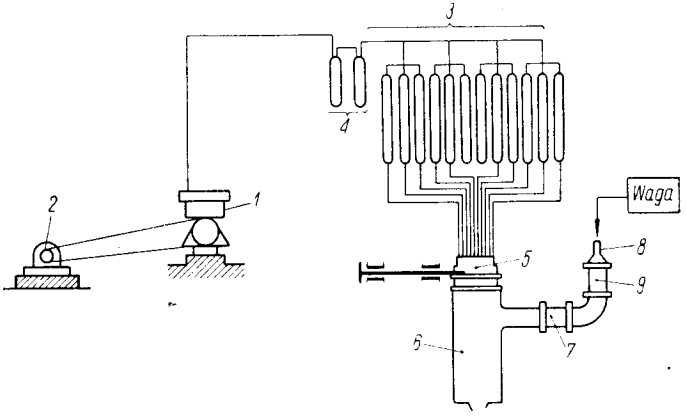
Rys. 4. Aerodynamiczny tunel o ciągłym obiegu i zamkniętej przestrzeni pomiarowej na małe prędkości

Zarówno tunele poddźwiękowe, jak i naddźwiękowe mogą być budowane jako tunele ciągłego lub nieciągłego działania.

W tunelu naddźwiękowym ciągłego działania (rys. 5) powietrze wprawiane jest w ruch za pomocą wielostopniowej sprężarki, a przed przestrzenią pomiarową znajduje się z reguły dysza Lavala.



Rys. 5. Aerodynamiczny tunel naddźwiękowy ciągłego działania



Rys. 6. Aerodynamiczny tunel naddźwiękowy typu butlowego

W krytycznym przekroju tej dyszy strumień powietrza osiąga prędkość dźwięku, a po przejściu przez nią rozpręża się i w przestrzeni pomiarowej ma już prędkość naddźwiękową. Tunele nieciągłego działania są znacznie prostsze, przy czym najczęściej stosowane są trzy typy tych tuneli:

— eżektorowy,
— próżniowy,
— butlowy.

Na rysunku 6 pokazano schemat działania tunelu naddźwiękowego typu butlowego zasilanego z baterii butli o wysokim ciśnieniu.

Zasada jego działania jest następująca. Sprężarka *1* napędzona silnikiem elektrycznym *2* spręża powietrze i napełnia nim baterię butli *3*. Powietrze w nich znajduje się pod wysokim ciśnieniem. Między butlami a sprężarką znajdują się odoliwiacze *4*. Z butli powietrze przedostaje się przez zawór odcinający *5* do dużego zbiornika *6*, w którym ciśnienie powietrza obniża się do wartości niezbędnej do uzyskania żądanej liczby Macha (Ma). Podczas doświadczenia utrzymywana jest stała wartość tego ciśnienia.

Ze zbiornika powietrze przechodzi przez gruby przewód *7* do komory *8*, z której wypływa przez dyszę Lavala do atmosfery. Każdej liczbie Ma odpowiada inna dysza Lavala. Badany model umieszcza się na wadze aerodynamicznej w powietrzu swobodnym. Jest to tunel o otwartej przestrzeni pomiarowej.

Tunele aerodynamiczne nieciągłego działania mają tę wadę, że pomiar w nich może trwać przez krótki okres czasu, jednak są prostsze i tańsze niż tunele o działaniu ciągłym.

Moc niezbędna potrzebna do osiągnięcia określonej prędkości w przestrzeni pomiarowej tunelu określić możemy wzorem:

$$N = k \cdot F \cdot \varrho \cdot v^3 \quad [\mathrm{KM}] \tag{11}$$

gdzie:

k — stały współczynnik proporcjonalności,

F — przekrój poprzeczny przestrzeni pomiarowej,

v — prędkość przepływającego powietrza w przestrzeni pomiarowej,

ϱ — gęstość powietrza.

Widać stąd, że do uzyskania w większych tunelach prędkości naddźwiękowych potrzebna jest moc dziesiątków tysięcy koni mechanicznych (KM). Dlatego też tunele naddźwiękowe buduje się o bardzo małej przestrzeni pomiarowej, rzędu kilku lub kilkunastu cm^2. Aby zmniejszyć moc potrzebną do napędu w takim tunelu, buduje się również szczelne tunele, w których za pomocą pomp próżniowych wytwarza się podciśnienie, czyli zmniejsza się gęstość powietrza, a tym samym zmniejsza się zapotrzebowanie mocy.

Dla zorientowania czytelników podamy, że moc silników współczesnych tuneli aerodynamicznych, w których prędkość przepływu osiąga prędkości przelotowe samolotów i w których badane są zwykle modele zmniejszone pięciokrotnie w stosunku do wielkości naturalnej, jest rzędu 20 000 KM.

Podobieństwo aerodynamiczne zjawisk

W tunelach aerodynamicznych przeprowadza się na ogół badania na małych modelach zmniejszonych od kilku do kilkunastu razy. W wyniku doświadczenia uzyskujemy charakterystyki aerodynamiczne, które pozwalają nam przewidywać właściwości samolotów i szybowców w locie.

Warunkiem koniecznym do wysnuwania wniosków odnośnie lotu samolotu czy szybowca na podstawie zachowania się jego modelu jest zapewnienie podobieństwa aerodynamicznego zjawisk.

O podobieństwie zjawisk mówimy wtedy, gdy spełnione są trzy kryteria podobieństwa, a mianowicie:

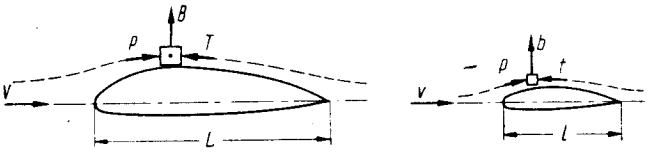
1) geometryczne,
2) kinematyczne,
3) dynamiczne.

Podobieństwo geometryczne zapewnione jest wtedy, gdy zachowana jest proporcja między odpowiadającymi wymiarami dwóch porównywanych ciał oraz równość kątów natarcia i ślizgu.

Podobieństwo kinematyczne ma miejsce wówczas, gdy prędkości w odpowiadających sobie punktach obydwu ciał są proporcjonalne, a kierunki tych prędkości są jednakowe.

Podobieństwo dynamiczne zachodzi wówczas, gdy siły działające na odpowiadające sobie elementy rozpatrywanych ciał są proporcjonalne.

Dla przykładu rozpatrzmy opływ dokoła skrzydła rzeczywistego samolotu i jego modelu (rys. 7). Weźmy pod uwagę poruszające się elementy powietrza w odpowiadających sobie



Rys. 7. Podobieństwo aerodynamiczne zjawisk $\frac{P}{p} = \frac{T}{t} = \frac{B}{b}$ oraz kierunki sił i takie same prędkości

punktach profilu skrzydła i jego modelu. Otóż na każdy taki element działają siły pochodzące od ciśnienia P, tarcia T o sąsiednie elementy oraz siły bezwładności B. Jeżeli dla obydwu rozpatrywanych elementów powietrza wartości odpowiadających sobie sił są proporcjonalne, a ich kierunki jednakowe, tory poszczególnych cząsteczek powietrza dokoła rzeczy-

wistego skrzydła i jego modelu są podobne, a więc obraz opływu identyczny. Zachodzi wówczas podobieństwo aerodynamiczne zjawisk i możemy stwierdzić, że współczynniki sił aerodynamicznych c_z, c_x, c_m, zmierzone podczas badań modelu, będą miały wartości takie same jak w warunkach rzeczywistych.

Stwierdzono teoretycznie, że wyżej wymienione podobieństwo dynamiczne zjawisk zachodzi, gdy zachowana jest jednakowa wielkość tzw. „liczby Reynoldsa" (Re), w przypadku modelu i samolotu rzeczywistego. Wielkość liczby Reynoldsa (Re) wyraża się następująco:

$$\mathrm{Re} = \frac{v \cdot l}{\nu} \tag{12}$$

gdzie:

v — prędkość lotu lub powietrza w tunelu w m/s,

l — charakterystyczny wymiar liniowy badanego ciała (dla skrzydła przyjmuje się go jako średnią cięciwę geometryczną) w m,

ν — kinematyczny współczynnik lepkości powietrza (wielkość podana w atmosferze wzorcowej) w m/s^2.

W przypadku samolotów latających z prędkościami dużymi, zbliżonymi do prędkości dźwięku, należy oprócz tego zapewnić równość liczby Macha dla samolotu i badanego modelu.

Liczbę Macha oblicza się następująco:

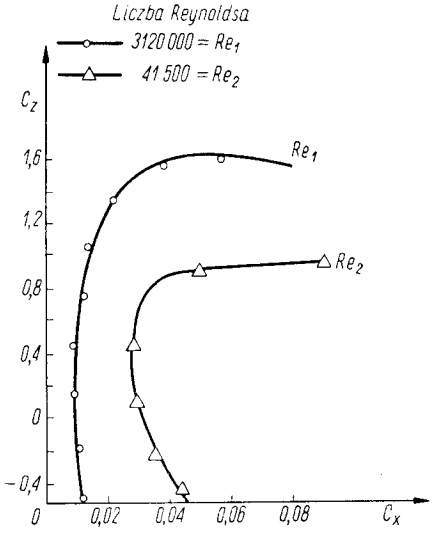
$$\mathrm{Ma} = \frac{v}{a} \tag{13}$$

gdzie a — prędkość dźwięku w m/s.

Ze wzoru (12) widzimy, że chcąc otrzymać identyczne wartości współczynników aerodynamicznych (a więc zapewnić te same liczby Re) dla modelu i rzeczywistego samolotu, musimy pomiar w tunelu na modelu przeprowadzać przy prędkości tyle razy większej, ile razy wymiary badanego modelu są mniejsze niż samolotu.

Liczba Reynoldsa ma wyraźny wpływ na wyniki pomiarów aerodynamicznych, przy czym wpływ ten jest różny, zależnie od kształtów badanych ciał. Dla stosowanych ostatnio profilów lotniczych liczba Reynoldsa wpływa przede wszystkim na wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej $c_{z\max}$ oraz na minimalny współczynnik oporu $c_{x\min}$, przy czym wzrost liczby Reynoldsa powoduje wzrost $c_{z\max}$ i zmniejszenie się

$c_{x\min}$. Wpływ ten obrazuje rysunek 8, na którym podano zależność c_z i c_x w funkcji kąta natarcia α dla dwóch różnych wartości liczby Re.



Rys. 8. Wpływ liczby Reynoldsa na wielkości współczynników aerodynamicznych c_z i c_x

Wpływ ten dla różnych rodzin profilów lotniczych jest różny.

Profile laminarne i ich właściwości

Wiadomo, że opór tarcia jest dużo mniejszy przy przepływie laminarnym niż przy burzliwym*.

Charakter przepływu zależy od prędkości oraz od wymiarów opływanego ciała. Przy małych prędkościach i małych wymiarach ciała można zachować przepływ laminarny w całej warstwie przyściennej, natomiast zwiększając te parametry przepływ zamienia się w turbulentny.

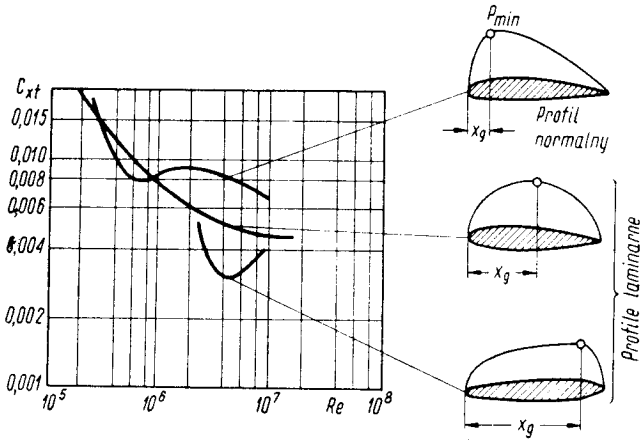
Dążność do zwiększenia prędkości lotu zmusiła aerodynamików do szukania takich profilów, które przy dużych prędkościach pozwoliłyby na zachowanie laminarnej warstwy przyściennej na jak największej długości wzdłuż cięciwy profilu, a tym samym na zmniejszenie oporu tarcia. Okazuje się, że punkt przejścia od przepływu laminarnego do turbulentnego

* Zagadnienie oporów tarcia zostało omówione w książce pt. „Mechanika lotu" z serii „Szkolenie Szybowcowe", WKŁ 1966 r.

na profilu zależy od rozkładu ciśnienia wzdłuż cięciwy. Ujemny gradient, czyli spadek ciśnienia, powoduje utrzymanie się przepływu laminarnego na profilu, natomiast gradient dodatni, czyli wzrost ciśnienia, powoduje przejście do przepływu turbulentnego.

Punkt przejścia przepływu laminarnego w turbulentny znajduje się w tym samym miejscu na profilu, co i punkt minimalnego ciśnienia. Mniejszy opór więc mają profile, w których punkt minimalnego ciśnienia znajduje się w dużej odległości od krawędzi natarcia. Rozkład ciśnienia na profilu można zmienić zmieniając kształt profilu, a mianowicie przesuwając maksymalną grubość profilu do tyłu, gdyż przesuwa się wtedy punkt minimalnego ciśnienia.

Na rys. 9 podano wielkość oporu profilowego w zależności od liczby Reynoldsa dla trzech profilów o różnych kształtach.



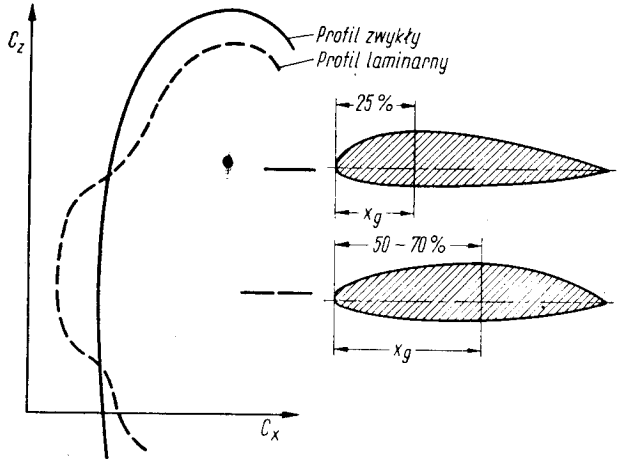
Rys. 9. Zależność współczynnika oporu tarcia c_{xt} od liczby Reynoldsa Re dla trzech różnych profilów

Kształty profilów oraz rozkład ciśnień na nich pokazano obok rysunku. Widzimy, że przesunięcie maksymalnej grubości profilu do tyłu przesuwa w tym samym kierunku punkt minimalnego ciśnienia, a więc dłuższy jest odcinek laminarnego przepływu i tym samym mniejszy współczynnik oporu tarcia c_{xt}. Dlatego stosuje się tzw. profile laminarne, które charakteryzuje to, że maksymalna ich grubość położona jest w $50 \div 70\%$ cięciwy oraz nosek profilu jest znacznie cieńszy niż w profilach zwykłych.

Podkreślić należy, że przepływ laminarny da się utrzymać na dużej długości profilu tylko w niewielkim zakresie wartości

c_z i to dla niedużych wartości c_z. Dla wartości c_z większych ujemny gradient ciśnienia maleje i wreszcie dla dostatecznie dużego c_z następuje gwałtowny przeskok punktu przejścia do przodu profilu.

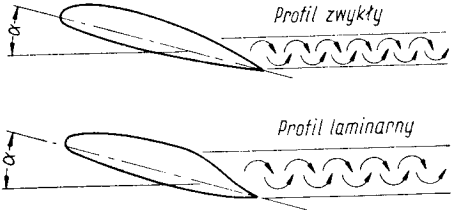
Na rysunku 10 pokazano krzywe c_z w zależności od c_x dla profilu zwykłego i laminarnego. Z porównania tych krzywych widać, że wyraźne zalety profilu laminarnego występują



Rys. 10. Biegunowa profilu zwykłego i laminarnego

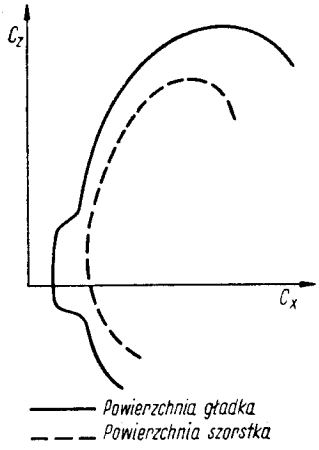
w małym zakresie c_z (charakterystyczne wygięcie pokazujące zmniejszenie oporu). Na dużych kątach natarcia opór profilu laminarnego jest na ogół większy niż normalnego. Przyczyną tego jest szerszy pas zawirowań wskutek oderwania za profilem laminarnym spowodowany jego charakterystycznym kształtem (rys. 11).

Należy zwrócić uwagę na fakt, że powierzchnia skrzydła z profilem laminarnym powinna być bardzo gładka. Wszelkie



Rys. 11. Oderwanie strug przy profilu zwykłym i laminarnym

nierówności i szorstkość jej powodują turbulencję w warstwie przyściennej, a w wyniku wzrost współczynnika oporu c_x i zmniejszenie współczynnika c_z (rys. 12).



Rys. 12. Wpływ szorstkości powierzchni skrzydła laminarnego na biegunową profilu

Przy eksploatacji szybowców i samolotów ze skrzydłem laminarnym należy więc zwracać uwagę na zachowanie dużej gładkości powierzchni.

Rozdział 3

ZAGADNIENIA AERODYNAMICZNE WYPŁYWAJĄCE ZE ŚCIŚLIWOŚCI POWIETRZA

Opór falowy

Dotychczas przy omawianiu zagadnień dotyczących lotów z małymi prędkościami przyjmowaliśmy, że powietrze jest nieściśliwe, tzn. ma stałą gęstość. W takich warunkach współczynnik oporu samolotu nie zależy od prędkości lotu. Założenie takie jest słuszne w dość szerokim zakresie zmiany ciśnienia.

Okazuje się jednak, że przy dużych prędkościach lotu powstają tak wielkie różnice ciśnień, że ściśliwość powietrza za-

czyna w sposób istotny wpływać na przepływ. Zmianom gęstości gazu towarzyszy z kolei zmiana jego temperatury. Przy przekroczeniu prędkości lotu równej prędkości dźwięku następuje gwałtowny wzrost oporu aerodynamicznego; zjawisko to nazwano „barierą dźwięku", a ten dodatkowy opór — „oporem falowym". Aby zrozumieć mechanizm powstawania tego oporu, musimy zapoznać się szerzej z dodatkowymi zjawiskami fizycznymi towarzyszącymi mu oraz z nowymi pojęciami.

Liczba Macha (Ma)

We wszystkich rozważaniach dotyczących dużych prędkości posługiwać się będziemy nie pojęciem prędkości lotu v, lecz tzw. „liczbą Macha", którą oznaczamy jako Ma.

Liczba Macha wyraża się wzorem:

$$\mathrm{Ma} = \frac{v}{a}$$

i określa ona stosunek prędkości lotu do prędkości dźwięku odpowiedniej dla danych warunków (ciśnienia i temperatury), w których lot się odbywa. Prędkość rozchodzenia się dźwięku w powietrzu zależy od jego temperatury i wyraża się wzorem

$$a = 20 \cdot \sqrt{T} \quad [\mathrm{m/s}]$$

Ponieważ wiadomo, że temperatura powietrza (do wysokości 11 km nad poziomem morza) maleje z wysokością, więc i prędkość dźwięku wraz z wysokością zmniejsza się. Wynika stąd, że tym samym prędkościom lotu na różnych wysokościach odpowiadają różne wartości liczby Macha.

Liczba Macha jest więc również miarą prędkości, lecz przy prędkościach zbliżonych do prędkości dźwięku lepiej charakteryzuje przepływ niż prędkość lotu v. Dla $v = a$, gdy prędkość lotu równa jest prędkości dźwięku, $\mathrm{Ma} = 1$, przy mniejszych prędkościach lotu $\mathrm{Ma} < 1$, natomiast gdy prędkość lotu jest większa od prędkości dźwięku $\mathrm{Ma} > 1$.

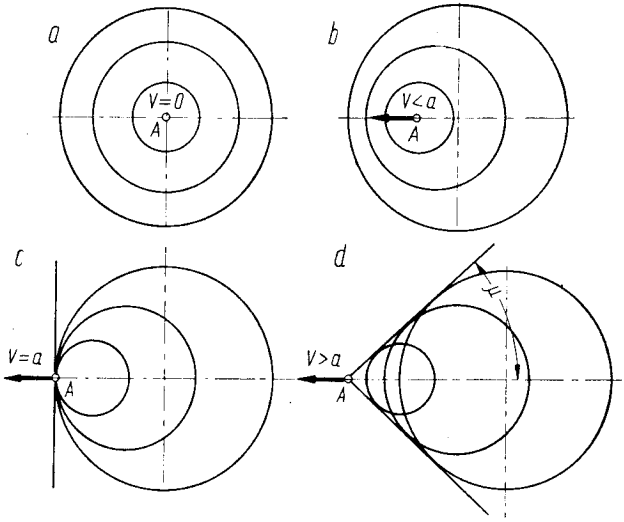
Zależnie od wielkości liczby Macha przepływy podzielono na poddźwiękowe, naddźwiękowe i przydźwiękowe.

Przepływem poddźwiękowym nazywamy taki, w którym w każdym jego punkcie prędkość jest mniejsza od prędkości dźwięku: $v < a$, tzn. w każdym punkcie $\mathrm{Ma} < 1$. Jeżeli w każdym punkcie przepływu prędkość jest większa od prędkości dźwięku $v > a$, tzn. $\mathrm{Ma} > 1$, jest to przepływ naddźwiękowy. Przepływem przydźwiękowym nazywamy taki, w którym

prędkość na pewnych odcinkach jest mniejsza od prędkości dźwięku, $v < a$, czyli Ma < 1, na innych zaś większa, $v > a$, czyli Ma > 1.

W celu zrozumienia zjawisk towarzyszących poszczególnym przepływom zapoznamy się ze zjawiskiem rozchodzenia się małych zaburzeń i z przepływem w tzw. dyszy de Lavala.

Jeżeli w powietrzu umieścimy nieruchomo jakieś ciało, które jest źródłem zmian ciśnienia, to zaburzenia te rozchodzą się w powietrzu we wszystkich kierunkach z prędkością dźwięku. (Dźwiękiem nazywamy bowiem rozchodzące się w powietrzu zgęszczenia i rozrzedzenia ciśnienia wywołane przez jakieś źródło dźwięku i odbierane przez ucho ludzkie). Otóż zaburzenia te rozchodzą się w postaci współśrodkowych kul, podobnie jak fale powierzchniowe na wodzie po wrzuceniu w nią kamienia (rys. 13*a*).



Rys. 13. Rozchodzenie się fal ciśnieniowych

Jeżeli ciało *A* będące źródłem zmian ciśnienia zacznie się poruszać, to przy prędkości mniejszej od prędkości dźwięku, $v < a$, otrzymamy obraz zaburzeń jak na rysunku 13*b*, tzn. że ciało nie znajduje się w środku powierzchni kulistych, lecz przesunięte jest w kierunku swego ruchu — fale ciśnieniowe wyprzedzają źródło zaburzeń. Przed ciałem odstępy poszczególnych czół fal są dużo mniejsze niż za ciałem.

Gdy ciało porusza się z prędkością równą prędkości dźwięku, $v = a$, to prędkość ciała równa jest prędkości rozchodzenia się

zaburzeń i powierzchnie kuliste zetkną się w jednym punkcie (rys. 13*c*).

Gdy ciało porusza się z prędkością większą od prędkości dźwięku, $v > a$, wówczas ciało wyprzedza wysyłane przez siebie zmiany ciśnień, które rozpościerają się teraz wewnątrz powierzchni stożkowej, której wierzchołkiem jest poruszające się ciało — (rys. 13*d*). Stożek utworzony w ten sposób związany jest z liczbą Macha następującą zależnością:

$$\sin \mu = \frac{a}{v} = \frac{1}{\mathrm{Ma}} \tag{14}$$

gdzie kąt μ równy jest połowie kąta wierzchołkowego stożka. Stożek ten nosi nazwę stożka Macha, a kąt nazywa się kątem Macha. Z wzoru tego widać, że gdy prędkość $v = a$, wówczas $\sin \mu = 1$, czyli

$$\mu = 90° \quad \text{a} \quad 2\mu = 180°$$

a więc zamiast stożka otrzymujemy płaszczyznę (rys. 13*c*).

Powierzchnia stożka dzieli przestrzeń na dwa obszary, jeden niezaburzony znajdujący się na zewnątrz stożka i drugi zaburzony wewnątrz stożka Macha.

W przypadku ciała poruszającego się z prędkością mniejszą od prędkości dźwięku, $v < a$, opływ ma zupełnie inny charakter niż dla $v > a$.

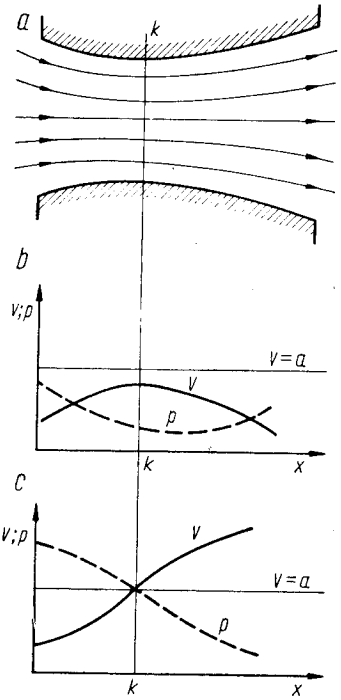
Przy $\mathrm{Ma} < 1$ zaburzenia wyprzedzają ciało sygnalizując jego zbliżanie się, natomiast przy $\mathrm{Ma} > 1$ ciało wkracza w ośrodek niezaburzony, nieprzygotowany na jego przyjęcie, co wpływa w sposób zasadniczy na powstanie dodatkowego oporu zwanego falowym, którym w dalszym ciągu będziemy się zajmować.

Dysza de Lavala

W rozważaniach przepływów z małymi prędkościami spotykaliśmy się ze zjawiskiem zgodnym z prawem Bernoulliego i zasadą ciągłości, które mówią, że zmniejszenie przekroju, przez który przepływa powietrze lub ciecz, powoduje wzrost prędkości przepływu i spadek ciśnienia oraz odwrotnie: zwiększenie przekroju daje zmniejszenie prędkości i wzrost ciśnienia ośrodka.

Okazuje się, że istotnie tak jest, ale tylko w zakresie prędkości poddźwiękowych, tzn. wtedy, gdy powietrze jest nieściśliwe. Natomiast przy prędkości większej od prędkości dźwięku zjawisko to przebiega zupełnie inaczej. Udowodnił to uczony

szwedzki de Laval wykonując następujące doświadczenie w specjalnie skonstruowanej dyszy (rys. 14).



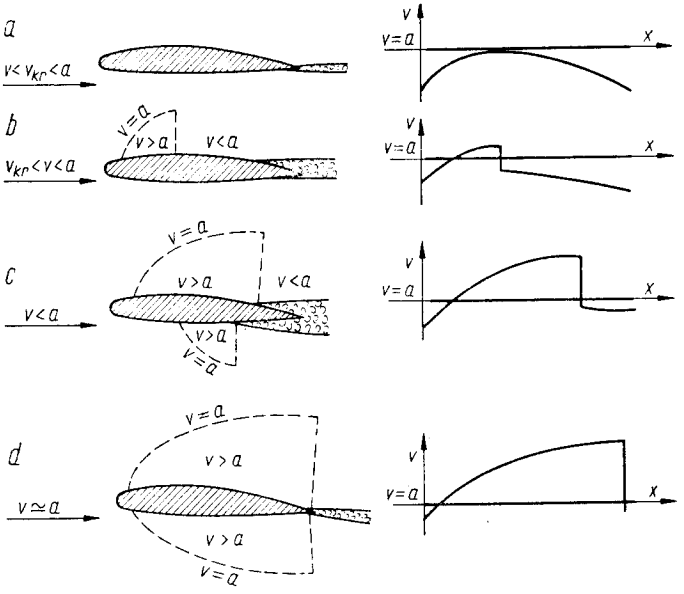
Rys. 14. Przepływ w dyszy de Lavala

Okazało się, że jeżeli prędkość na wlocie do dyszy jest dostatecznie duża, to w najwęższym miejscu dyszy można osiągnąć prędkość dźwięku. Po osiągnięciu tej prędkości, pomimo że przekrój dyszy zwiększa się, prędkość powietrza dalej rośnie. Powodem tego jest wpływ ściśliwości powietrza; gęstość powietrza po przekroczeniu prędkości dźwięku zmniejsza się, w miarę wzrostu prędkości powietrze ulega rozrzedzeniu, a więc wymaga większego przekroju, rozszerzenie się dyszy pozwala więc dalej zwiększać prędkość. Gęstość powietrza maleje szybciej niż jego prędkość. Ciśnienie statyczne w dyszy zgodnie z prawem Bernoulliego musi maleć, gdy rośnie prędkość i tak jest rzeczywiście, co widać na rysunku 14*c*.

Stąd wypływa wniosek, że w przepływie naddźwiękowym zwiększenie przekroju powoduje wzrost prędkości i spadek ciśnienia, a więc zjawiska odwrotne niż przy małych prędkościach lotu. Dzięki temu możliwe jest wytłumaczenie różnych zjawisk związanych z przepływem dla liczby Ma > 1.

Przepływ poddźwiękowy

Ponieważ w powietrzu fale ciśnieniowe sygnalizowane są przed nadejściem ciała, więc cząsteczki powietrza układają się tak jak linie prądu, nie zakłócając przepływu (rys. 15*a*).



Rys. 15. Obraz przepływu samolotu przydźwiękowego

Przepływ przydźwiękowy

Omówimy go na przykładzie skrzydła samolotu (rys. 15*a*, *b*, *c*, *d*). Gdy prędkość samolotu jest duża, lecz mniejsza od prędkości dźwięku, przepływ jest taki jak w przepływie poddźwiękowym. Może się jednak zdarzyć, że w którymś punkcie na profilu wskutek przewężenia strugi prędkość wzrośnie i osiągnie prędkość dźwięku (rys. 15*b*). Liczbę Macha, przy której to nastąpiło, nazywamy krytyczną liczbą Macha.

Po przekroczeniu prędkości dźwięku, podobnie jak w dyszy de Lavala, pomimo że struga rozszerza się, prędkość jej wzrasta do wartości. naddźwiękowej, a ciśnienie maleje. W tylnej części profilu natomiast istnieje prędkość taka jak przed profilem, czyli poddźwiękowa, i ciśnienie wyższe, odpowiadające ciśnieniu otoczenia. Cząsteczki powietrza dochodząc więc do krawędzi spływu muszą mieć taką samą prędkość i ciśnienie

jakie tam panuje. Ponieważ jednak poruszają się z prędkością wyższą od prędkości dźwięku, więc nie są „zawiadomione" o istniejących tam warunkach. Wyrównanie się więc ich wartości następuje gwałtownie, uderzeniowo.

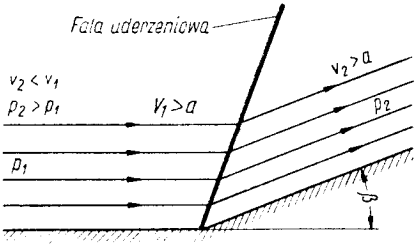
W jakimś punkcie na profilu tworzy się powierzchnia prostopadła do jego obrysu, na której występuje nagłe wyhamowanie prędkości i zwiększenie ciśnienia; powierzchnię tę nazywamy falą uderzeniową (rys. 15*b*). Jest ona przyczyną powstawania dodatkowego oporu zwanego właśnie oporem falowym. Dodatkowo fala taka powoduje turbulentny przepływ w warstwie przyściennej i oderwanie strug na krawędzi spływu, co powiększa opór tarcia skrzydła. Jeśli dalej będziemy zwiększać prędkość przepływu, krytyczną liczbę Macha Ma = 1 osiągniemy w punkcie położonym bardziej z przodu profilu, fala uderzeniowa przesunie się bardziej do tyłu (rys. 15*c*), zwiększy się więc obszar fali uderzeniowej i to nie tylko w kierunku przepływu, lecz i prostopadle do niego.

Również i na dolnej powierzchni skrzydła powstaje fala uderzeniowa oraz zwiększa się obszar oderwania strug, co spowoduje wzrost oporu falowego.

Gdy prędkość lotu zbliża się do prędkości dźwięku, obszar naddźwiękowy obejmuje całą powierzchnię skrzydła, fale uderzeniowe przesuwają się w okolice krawędzi spływu, oderwanie strug się zmniejsza i wzrost oporu falowego ustaje. Obraz przepływu bardzo się upraszcza (rys. 15*d*), przed skrzydłem powstaje fala zwana rozszerzeniową (gęstość powietrza za tą falą maleje). Zjawiska związane z pojawianiem się oporu falowego nazwano „kryzysem falowym".

Przepływ naddźwiękowy

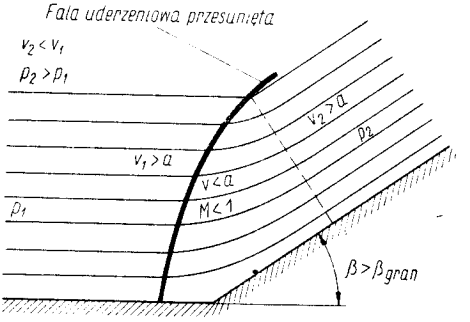
Zgodnie z zasadami przepływów naddźwiękowych rozpatrzymy teraz opływ dokoła załamanych ścianek (rys. 16). W przepływie tym zmiana kierunku strug ciśnienia i prędkości



Rys. 16. Opływ naddźwiękowy dokoła załamanej ścianki

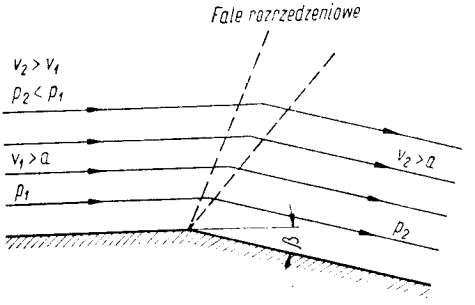
następuje nagle (napływające cząsteczki nie są zawiadamiane o czekających je zmianach). Za załamaniem następuje zwężenie strug, a więc dla przepływu naddźwiękowego zmniejszenie się prędkości, a zwiększenie się ciśnienia.

Otóż powierzchnia, na jakiej odbywa się ta gwałtowna zmiana, nazywa się falą uderzeniową. Jeśli kąt załamania ścianki jest niewielki, to fala uderzeniowa jest płaszczyzną przechodzącą przez krawędź załamania, a gdy kąt ten jest duży, fala wytwarza się w pewnej odległości przed załamaniem i jest prostopadła do kierunku strug (rys. 17). Im powstająca fala uderzeniowa jest bardziej pochylona w stosunku do przepływających strug (fale skośne), tym daje mniejszy opór niż fala prostopadła.



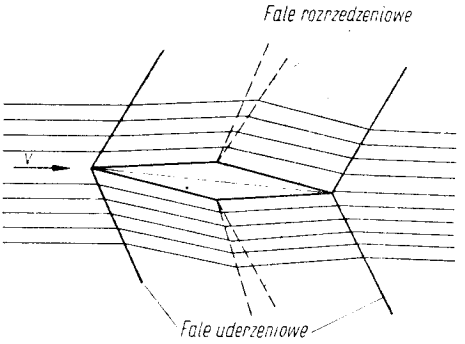
Rys. 17. Opływ naddźwiękowy dokoła ścianki mocno załamanej

W przypadku zmiany kierunku ścianki o wielkość kąta wypukłego $\beta > 180°$, za załamaniem występuje rozszerzenie strug, a więc gwałtowne zwiększenie prędkości i zmniejszenie ciśnienia. Tworzy się tzw. fala rozrzedzeniowa (rys. 18).



Rys. 18. Opływ naddźwiękowy dokoła ścianki o kącie załamania >180°

Po tych wyjaśnieniach wyda się teraz prosty obraz przepływu dokoła profilu rombowego (rys. 19). Na krawędzi natarcia i spływu tworzą się fale uderzeniowe, natomiast na załamanych ściankach skośne fale rozrzedzeniowe.

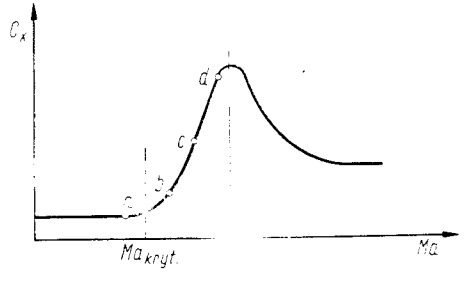


Rys. 19. Opływ naddźwiękowy profilu rombowego

Gdy w przepływie naddźwiękowym umieścimy ciało lub profil o tępym nosie, wówczas powstanie fala uderzeniowa prostopadle przesunięta w pewnej odległości przed ciałem. Za falą prostopadłą prędkość zawsze spada do wartości poddźwiękowej, co powoduje znaczny wzrost oporu falowego. Uniknąć tego możemy przez zastosowanie profilów o ostrych noskach. Dlatego profile naddźwiękowych samolotów mają ostre noski, a przednie części ich kadłubów są ostro zakończone.

Na rysunku 20 pokazano zmianę współczynnika oporu skrzydła c_x w zależności od liczby Macha. Zaznaczono poszczególne punkty odpowiadające opływom pokazanym odpowiednio na rysunkach 15*a*, *b*, *c*, *d*.

Widać stąd, że do prędkości lotu odpowiadającej Ma_{kr} współczynnik oporu c_x ma wartość małą i stałą, począwszy



Rys. 20. Zależność współczynnika oporu c_x [illegible]zby Macha

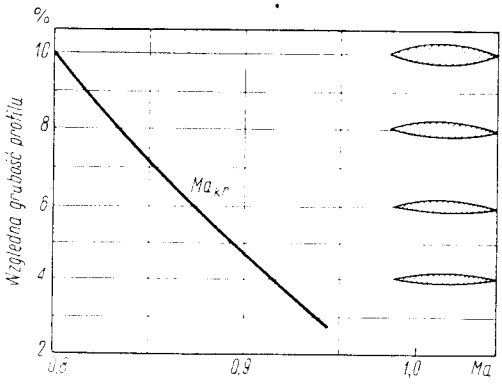
od Ma_{kr} aż do Ma = 1 następuje gwałtowny jego wzrost, a powyżej Ma > 1 znów współczynnik c_x maleje.

Otóż ten gwałtowny wzrost c_x jest spowodowany właśnie pojawiającym się oporem falowym, natomiast spadek współczynnika oporu c_x powyżej liczby Ma = 1 spowodowany jest przepływem naddźwiękowym na całej powierzchni skrzydła (w przepływie naddźwiękowym występują tylko fale skośne, które charakteryzują się mniejszym oporem c_x) i zmniejszeniem się współczynnika siły nośnej c_z z prędkością, a tym samym współczynnika oporu falowego, który zależy od c_z.

Zapobieganie skutkom „kryzysu falowego"

Znając niekorzystne zjawiska towarzyszące przekroczeniu „bariery dźwięku" staramy się przede wszystkim opóźnić kryzys falowy, a w przypadku samolotów latających przy liczbach Ma > 1 złagodzić jego przebieg.

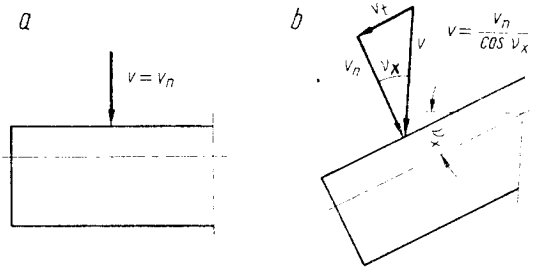
Otóż pierwsze oznaki kryzysu falowego pojawiają się przy Ma_{kr}, tzn. gdy w jakimś punkcie na profilu pojawi się prędkość równa prędkości dźwięku. Stosując profile o małej grubości procentowej zwiększamy krytyczną liczbę Macha (rys. 21).



Rys. 21. Wpływ względnej grubości profilu na wielkość Ma_{kr}

W chwili obecnej w samolotach myśliwskich stosuje się profile 6% i 9%. Innym skutecznym sposobem podwyższenia Ma_{kr} jest stosowanie skośnych skrzydeł. Jakie korzyści to daje? Rozpatrzmy rozkład prędkości w przypadku skrzydła prostego i skośnego (rys. 22*a*, *b*).

W przypadku skrzydła prostego prędkość $v = v_n$ prostopadła do krawędzi natarcia wywołuje określoną siłę nośną i opór na skrzydle. W przypadku skośnego płata tylko składowa v_n



Rys. 22. Rozkład prędkości na skrzydle prostym i skośnym

wpływa na siłę nośną i opór skrzydła, składowa styczna v_t nie daje ani oporu, ani siły nośnej. Z rysunku 22*b* widać, że samolot w przypadku skośnego skrzydła może lecieć z prędkością

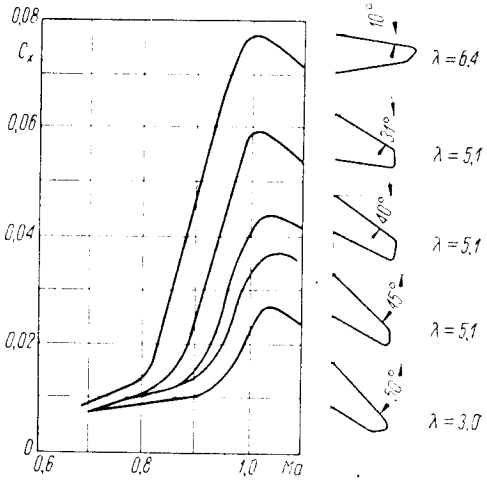
$$v = \frac{v_n}{\cos v_x} \tag{15}$$

większą od v_n, czyli Ma_{kr} skrzydła ze skosem jest większa niż skrzydła prostego:

$$Ma_{kr} = \frac{Ma_{kr}}{\cos v_x}$$

Im większy jest kąt skosu, tym Ma_{kr} takiego skrzydła jest większa.

Na rysunku 23 przedstawiono wpływ skosu skrzydła na wielkość oporu falowego w zakresie prędkości przydźwięko-

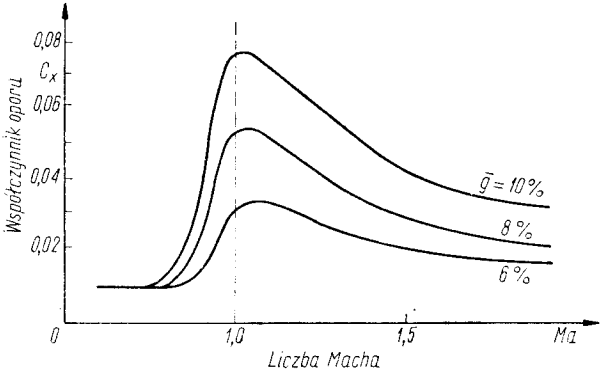


Rys. 23. Wpływ skosu skrzydła na opór falowy

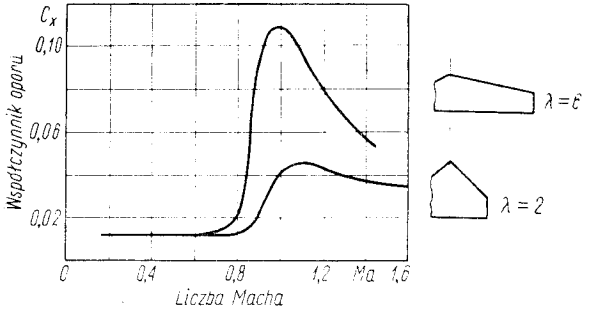
wych dla stałej wartości c_z. Jednocześnie podano tam wartości wydłużenia skrzydła $\Lambda = \frac{b^2}{S}$. Z wykresu widać, że zmniejszenie wydłużenia obniża również opór skrzydła.

Stosowanie profilów laminarnych obniża również opór falowy, gdyż laminarny przepływ w warstwie przyściennej powoduje powstanie tzw. fali lambda, a nie prostopadłej jak przy warstwie turbulentnej.

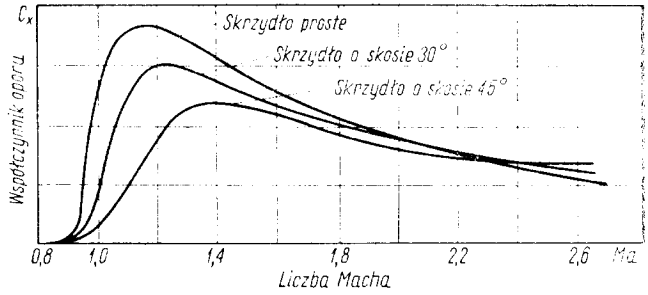
Dla samolotów latających z prędkościami dużo większymi od prędkości dźwięku (Ma > 2) przede wszystkim dużą rolę odgrywa stosowanie profilów o małej grubości względnej (rys. 24) i skrzydeł o małym wydłużeniu (rys. 25), natomiast wpływ skosu na współczynnik c_x jest już znikomy (rys. 26).



Rys. 24. Wpływ względnej grubości profilu na opór falowy



Rys. 25. Wpływ wydłużenia skrzydła na opór falowy



Rys. 26. Wpływ skosu skrzydła na opór falowy
1 — skrzydło proste, 2 — skrzydło o skosie 30°, 3 — skrzydło o skosie 45°

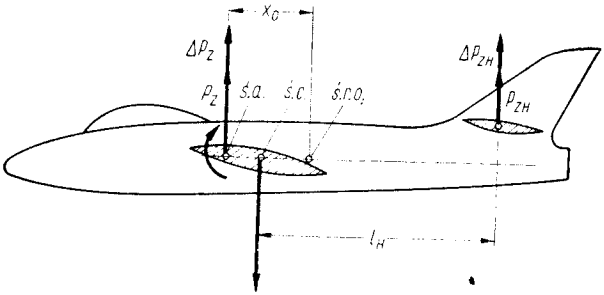
Również kadłuby samolotów przy- i naddźwiękowych powinny mieć kształty zaostrzone z przodu, aby powstająca fala była skośna, a nie prostopadła — dająca dużo większe opory.

Wpływ dużej prędkości na stateczność i sterowność samolotu

Zjawiska towarzyszące lotom z dużymi prędkościami wywołują również zaburzenia stateczności i sterowności samolotów.

Wiemy już, że miarą stateczności podłużnej jest tzw. „zapas stateczności". Jest to odległość między środkiem ciężkości i tzw. „środkiem równowagi obojętnej" samolotu wyrażona w % średniej cięciwy aerodynamicznej. Wiadomo też, że samolot jest stateczny, gdy jego środek ciężkości znajduje się przed środkiem równowagi obojętnej. Przesuwając środek ciężkości samolotu do tyłu możemy osiągnąć stateczność obojętną, a przesuwając środek ciężkości jeszcze bardziej do tyłu uzyskujemy niestateczność podłużną.

Punkt, w którym znajduje się środek ciężkości samolotu w chwili, gdy samolot ma stateczność obojętną, czyli rozgrani-



Rys. 27. Równowaga podłużna samolotu

czający stateczność i niestateczność podłużną samolotu, nazywa się właśnie „środkiem równowagi obojętnej" i oznacza się go jako ś.r.o.

Na rysunku 27 przedstawiono siły wpływające na stateczność podłużną samolotu i punkty, w których one są przyłożone. Otóż odległość środka równowagi obojętnej, oznaczoną na rysunku 27 jako x_0, od środka aerodynamicznego na skrzydle (jest to taki punkt na skrzydle, względem którego moment siły aerodynamicznej M_0 jest wielkością stałą), możemy obliczyć z zależności, aby przyrost momentu ΔM powstałego wskutek zaburzenia był równy 0 (wtedy bowiem mamy do czynienia z równowagą obojętną).

$$\Delta M = 0 = \Delta P_z \cdot x_0 - \Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{16}$$

a stąd

$$x_0 = \frac{\Delta P_{zH}}{\Delta P_z} \cdot l_H \tag{17}$$

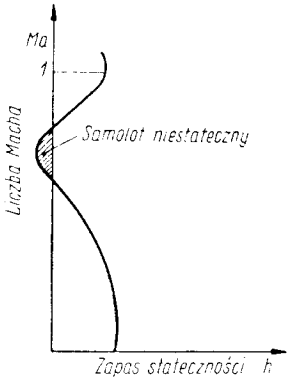
Przy małych prędkościach lotu zapas stateczności w zakresie małych kątów natarcia jest stały. Na prędkościach przydźwiękowych wskutek oddziaływania ściśliwości powietrza siła nośna na skrzydle wzrasta, natomiast przyrost siły na usterzeniu jest dużo mniejszy wskutek mniejszego wydłużenia i odgięcia strug za skrzydłem, które zmniejsza kąt natarcia na usterzeniu, a tym samym i siłę nośną P_{zH}. Powoduje to, jak widać z wzoru (17), zmniejszenie wartości x_0, czyli przesunięcie środka równowagi obojętnej do przodu, a więc zmniejszenie zapasu stateczności.

W przypadkach krańcowych ś.r.o. może nawet przesunąć się przed środek ciężkości, co powoduje niestateczność samolotu.

Po przekroczeniu przez samolot krytycznej liczby Macha wskutek pojawienia się na skrzydle fal uderzeniowych siła nośna na nim spada, natomiast usterzenie (wskutek cieńszych profilów ma Ma_{kr} wyższą) zachowuje swą skuteczność. Powoduje to przesunięcie ś.r.o. do tyłu i zwiększenie zapasu stateczności. Po przekroczeniu na usterzeniu Ma_{kr} ś.r.o. znów przesunie się do przodu, czyli zapas stateczności samolotu zmaleje. Dlatego w zakresie prędkości przydźwiękowych stateczność samolotu ulega bardzo dużym zmianom i to zarówno w kierunku ustatecznienia, jak i niestateczności.

Na prędkościach powyżej prędkości dźwięku przepływ ustala się i w związku z tym również stateczność samolotu jest zachowana, przy czym zapas stateczności jest na ogół większy niż na prędkości poddźwiękowej.

Zapasy stateczności h samolotu zależnie od liczby Macha pokazano na rysunku 28.



Rys. 28. Wpływ liczby Macha na zapas stateczności statycznej

Wspomnieć należy, że zbyt duża stateczność samolotu również jest niekorzystna, gdyż zmniejsza to sterowność samolotu i wymaga bardzo dużych sił do jego sterowania. Również w zakresie prędkości nadkrytycznych wskutek asymetrii zjawisk falowych na prawym i lewym skrzydle może wystąpić niestateczność poprzeczna (zwalanie się samolotu na skrzydło) lub kierunkowa (wężykowanie).

Skos skrzydła wpływa korzystnie na stateczność poprzeczną i kierunkową. Czasami, aby uzyskać przy dużym skosie wymaganą sterowność, trzeba nadawać skrzydłom ujemny wznios, który zmniejsza stateczność poprzeczną.

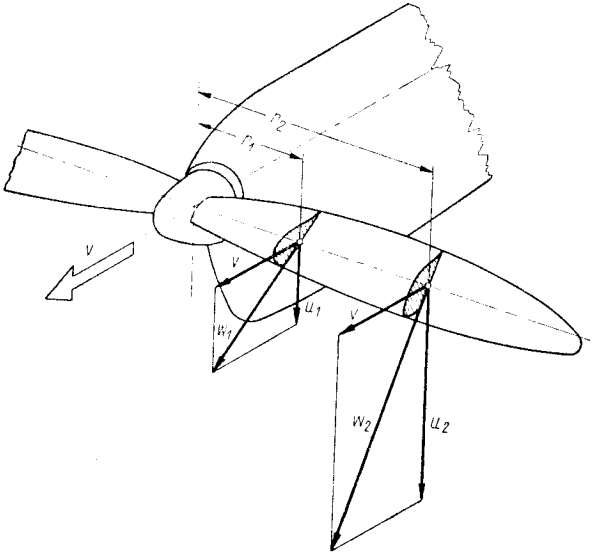
Rozdział 4

PODSTAWOWE WIADOMOŚCI O ŚMIGLE

Śmigło w samolocie służy do wytworzenia siły ciągu, która działając w kierunku lotu powoduje ruch samolotu do przodu.

Siła ciągu powstająca na śmigle jest siłą aerodynamiczną. Przekrojami łopaty śmigła są profile aerodynamiczne. Można więc rozpatrywać powstawanie sił na śmigle tak jak i w przypadku skrzydła. Należy jednak zwrócić uwagę na to, że śmigło

pracuje w bardziej złożonych warunkach niż skrzydło, gdyż oprócz prędkości postępowej równej prędkości lotu, w każdym przekroju śmigła na skutek obracania się śmigła dokoła osi wału pojawia się prędkość obwodowa u leżąca w płaszczyźnie obrotu śmigła (rys. 29).



Rys. 29. Składowe prędkości śmigła
v — prędkość lotu, u — prędkość obwodowa, w — prędkość wypadkowa

Prędkość lotu v jest stała w każdym przekroju śmigła, natomiast prędkość u rośnie wraz z odległością przekroju od osi obrotu. Prędkość u możemy wyliczyć ze wzoru:

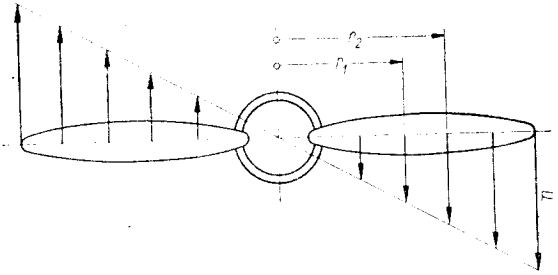
$$u = \frac{2\pi \cdot r \cdot n}{60} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{18}$$

gdzie:

r — odległość przekroju śmigła od osi obrotu,
n — liczba obrotów silnika w rd/min.

Rozkład prędkości obwodowej u zależnie od odległości od osi obrotu pokazano na rysunku 30.

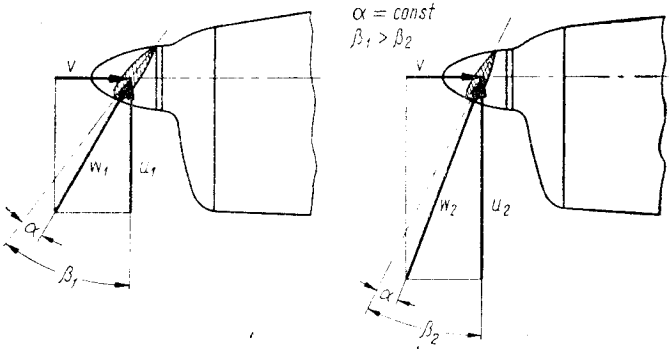
W każdym przekroju śmigła działa więc wypadkowa prędkość w, którą otrzymamy dodając geometrycznie prędkości v i u, (rys. 29); zarówno wielkość jej, jak i kierunek w każdym przekroju śmigła się zmienia.



Rys. 30. Rozkład prędkości obwodowej śmigła

Ażeby zachować wzdłuż całej łopaty śmigła taki sam kąt natarcia, trzeba wzdłuż całej jego rozpiętości zmieniać kąt ustawienia łopaty. Z tego względu łopaty śmigła mają kształt mocno skręconego w każdym przekroju skrzydła.

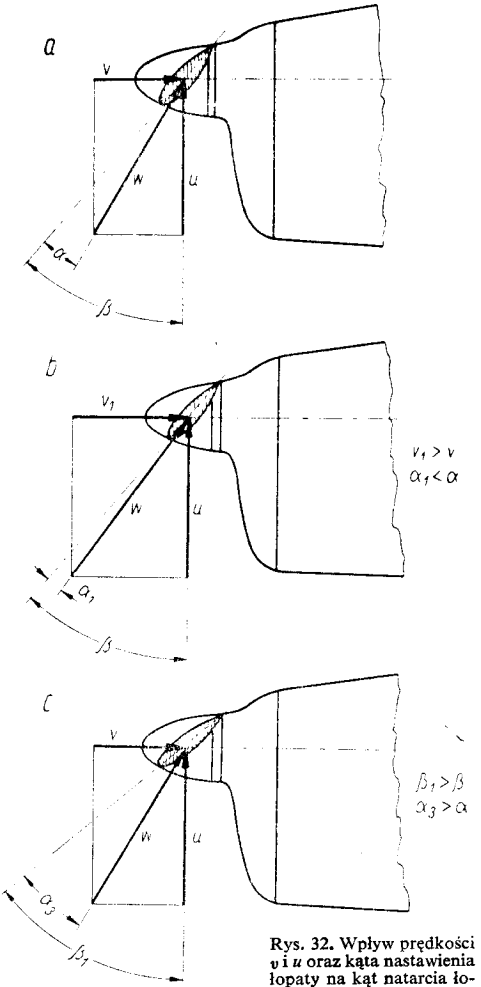
Na rysunku 31 pokazano dwa różne kąty ustawienia dwóch przekrojów śmigła β_1 i β_2 znajdujących się w różnej odległości r_1 i r_2 od osi obrotu. Z rysunku tego widać, że aby uzyskać ten sam kąt natarcia przy tej samej prędkości lotu, poszczególne przekroje śmigła należy ustawiać od 90° kąta ustawienia dla przekroju przy osi obrotu, poprzez coraz większe kąty, aż do kąta równego prawie 0° na końcu łopaty śmigła.



Rys. 31. Różne kąty ustawienia dwóch przekrojów łopaty śmigła

Z rysunku 32*a*, *b*, *c* wynika, że na kąt natarcia śmigła wpływa stosunek prędkości v do u oraz kąt nastawienia łopaty β. Im stosunek $\frac{v}{u}$ jest większy, tym kąt natarcia α jest mniejszy (rys. 32*a*, *b*). Jeśli zwiększymy kąt nastawienia łopaty β, to uzyskamy większy kąt natarcia α (rys. 32*a*, *c*).

Przy prędkości lotu $v = 0$, a więc na ziemi, kąt natarcia śmigła jest bardzo duży, natomiast przy wzroście prędkości lotu maleje i to niezależnie od woli pilota i może osiągnąć wartość zerową lub nawet ujemną.

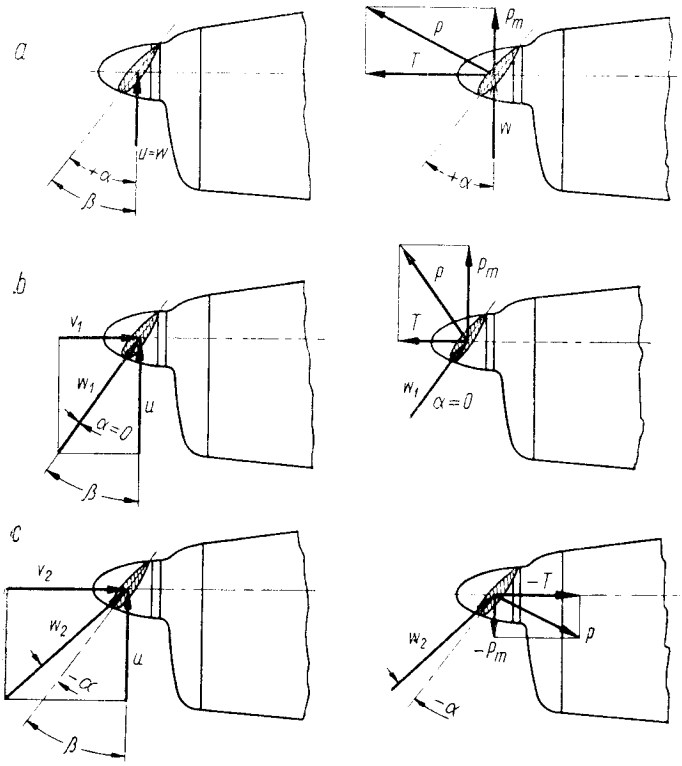


Rys. 32. Wpływ prędkości v i u oraz kąta nastawienia łopaty na kąt natarcia łopaty śmigła

Rozpatrzymy teraz, w jaki sposób zmiana kąta natarcia wpływa na powstające na śmigle siły aerodynamiczne.

Z rysunku 33 widać, że w każdym przekroju śmigła powstaje siła ciągu oznaczona jako T oraz druga siła obwodowa — P_m. Z rysunku widać również, że siła P_m ma kierunek przeciwny

do kierunku prędkości obwodowej śmigła, a więc daje ona względem osi obrotu moment przeciwny do kierunku obrotu śmigła zwany momentem oporowym śmigła, który musi być pokonany przez silnik. Na rysunku 33*a* widać, że siła ciągu T i siła obwodowa P_m mają największe wartości przy $v = 0$ (na ziemi). W miarę wzrostu prędkości lotu zarówno ciąg T, jak i siła P_m maleje, a przy bardzo dużej prędkości lotu obydwie siły mogą nawet zmienić kierunek.



Rys. 33. Wpływ prędkości lotu na siły powstające na śmigle

Wówczas siła T hamuje samolot zamiast go ciągnąć, a siła P_m daje moment zgodny z kierunkiem obrotów, a więc napędza silnik (może tu nastąpić niebezpieczne zjawisko tzw. „rozkręcanie się silnika").

Miarą wartości śmigła jest stosunek mocy, jaką odbieramy od śmigła do mocy pobieranej przez niego od silnika; stosunek

ten nazwano współczynnikiem sprawności śmigła i oznaczono jako η (eta).

Jak wiadomo, mocą nazywamy pracę wykonaną w jednostce czasu, a praca jest iloczynem siły przez drogę.

Moc jaką daje nam śmigło równa jest:

$$N_T = T \cdot v \quad \left[\frac{\text{kGm}}{\text{s}}\right] \tag{19}$$

gdzie T — ciąg śmigła

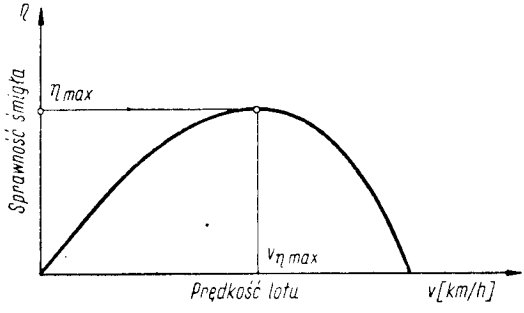
a moc jaką pobiera śmigło od silnika:

$$N_m = P_m \cdot u \quad \left[\frac{\text{kGm}}{\text{s}}\right] \tag{20}$$

Współczynnik sprawności

$$\eta = \frac{N_T}{N_m} = \frac{T \cdot v}{P_m \cdot u} \tag{21}$$

Ze wzoru (21) widać, że współczynnik sprawności $\eta = 0$ wtedy, gdy prędkość lotu $v = 0$ (czyli na ziemi) oraz wtedy, gdy ciąg śmigła $T = 0$, co ma miejsce przy pewnej dużej prędkości lotu (rys. 34). Z wykresu na rysunku 34 widać, że najwięk-



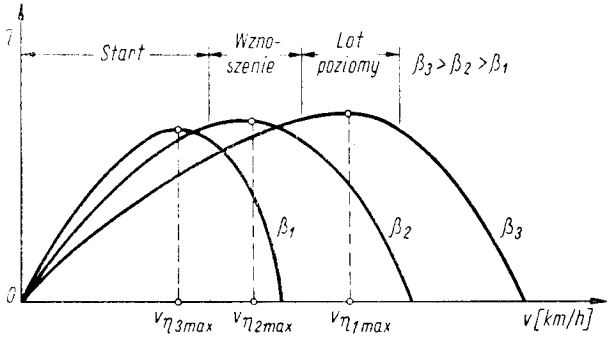
Rys. 34. Wpływ prędkości lotu na współczynnik sprawności śmigła

szą sprawność śmigła η_{max} uzyskujemy przy pewnej prędkości lotu, którą oznaczamy jako $v_{\eta max}$. Wykres ten przedstawia zależność dla wybranego jednego stałego kąta nastawienia łopaty śmigła β.

Co się stanie, gdy będziemy zmieniać kąt nastawienia β? Wiadomo, że zwiększenie kąta β wpływa na zwiększenie kąta

natarcia α łopaty. Gdy więc zmienimy kąt nastawienia śmigła β_2 na większy od β_1, to wskutek zwiększenia α śmigło będzie jeszcze dawało siłę ciągu T na prędkości, na której przy kącie β_1 siła ciągu była już równa zeru.

Wykres na rysunku 35 przedstawia zależności η w funkcji prędkości lotu dla trzech różnych kątów nastawienia łopaty śmigła β, przy czym $\beta_3 > \beta_2 > \beta_1$. Widać stąd, że przy małym kącie β_1 największą sprawność osiąga śmigło na małych prędkościach, natomiast zwiększenie β przesuwa η_{max} w kierunku wyższych prędkości.



Rys. 35. Wpływ kątów nastawienia łopaty śmigła β na wielkość η_{max} i prędkość odpowiadającą maksymalnej sprawności $v_{\eta max}$

Dla śmigieł stałych stosowanych do małych samolotów na ogół przyjmuje się jakiś pośredni kąt nastawienia łopaty śmigła β, gdyż zastosowanie śmigła o małym skoku (odpowiednik kąta nastawienia β) dawałoby η_{max} przy małej prędkości, a więc byłoby bardzo dobre przy starcie, lecz samolot taki nie mógłby osiągać dużych prędkości lotu.

Widać też na podstawie tych wykresów, jak wielką korzyść dają śmigła przestawialne o dowolnie nastawianym skoku. Pilot w czasie startu nastawia śmigło na mały skok, a w miarę wzrostu prędkości lotu zwiększa skok śmigła, przez co osiąga η_{max} przy wymaganej prędkości.

W jaki sposób dobiera się śmigło do silnika samolotu?

Otóż moc silnika napędzającego śmigło wyraża się wzorem:

$$N_n = c_N \cdot \varrho \cdot D^5 \cdot n^3 \quad \left[\frac{\text{kGm}}{\text{s}}\right] \tag{22}$$

gdzie:

c_N — współczynnik mocy,

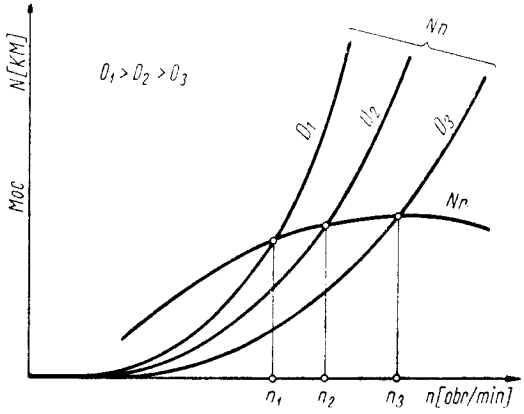
D — średnica śmigła w m,

n — liczba obrotów śmigła w obr/min,

ϱ — gęstość powietrza w $\frac{kGs^2}{m^4}$.

Z wzoru tego widać, że moc potrzebna do napędzania śmigła jest proporcjonalna do trzeciej potęgi obrotów śmigła i do piątej potęgi jego średnicy, czyli niewielkie zwiększenie średnicy powoduje olbrzymi wzrost potrzebnej mocy.

Wykres mocy potrzebnej N_n do obracania śmigła zależny od liczby obrotów dla trzech różnych średnic śmigła przedstawiono na rysunku 36. Na tym samym rysunku naniesiono krzywą mocy N_r, jaką daje silnik zależnie od liczby obrotów n.



Rys. 36. Zależność mocy niezbędnej do obracania śmigła N_n i mocy silnika N_r od liczby obrotów dla różnych średnic śmigła D

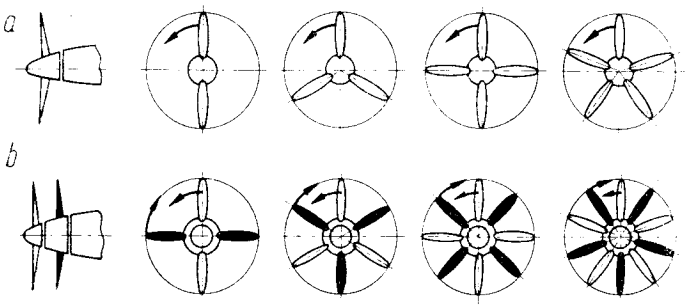
W punkcie przecięcia się obydwu krzywych moc silnika N_r równa jest mocy potrzebnej do obracania śmigła. Następuje to przy pewnej liczbie obrotów n. Z wykresu widać, że im śmigło ma większą średnicę, tym liczba obrotów zespołu śmigło-silnikowego ustala się na mniejszej wartości. Jeśli silnik ma z góry założone, że powinien dawać obroty n_2, to powinien być wyposażony w śmigło o średnicy D_2; śmigło o średnicy większej — D_1 jest dla niego „za ciężkie", a śmigło o średnicy mniejszej — D_3 jest „za lekkie".

Przy dobieraniu średnicy śmigła zwraca się uwagę na to, aby prędkość na końcu łopaty nie przekraczała prędkości dźwięku, gdyż pracuje ono wówczas w bardzo niekorzystnych

warunkach. Wypadkowa prędkość końca łopaty wyraża się następująco:

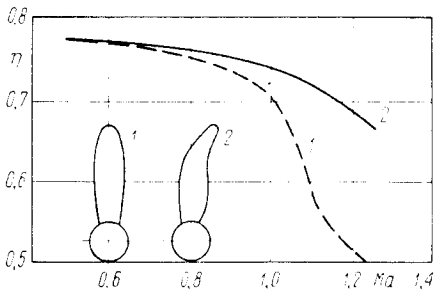
$$w = \sqrt{v^2+u^2} = \sqrt{v^2+\left(\frac{2\pi \cdot n \cdot R}{60}\right)^2} \quad [\mathrm{m/s}] \qquad (23)$$

Widać stąd, że średnicę śmigła można powiększać tylko do pewnej wartości. Z drugiej strony wiemy, że silniki dużej mocy wymagają dużych średnic śmigła. Otóż aby pogodzić te dwa warunki, zastosowano do dużych samolotów śmigła wielołopatowe (rys. 37*a*), a idąc jeszcze dalej zastosowano śmigła wielołopatowe przeciwbieżne, tzn. leżące w dwóch płaszczyznach (rys. 37*b*).



Rys. 37. Śmigła wielołopatowe
a — zwykłe, *b* — przeciwbieżne

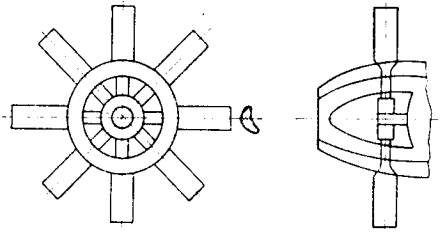
W samolotych latających z bardzo dużymi prędkościami nawet zastosowanie wielołopatowych śmigieł nie zapobiega występowaniu na końcach łopat prędkości dźwięku, gdyż zgodnie ze wzorem (23) na prędkość wypadkową wpływa duża prędkość lotu.



Rys. 38. Wpływ skosu śmigła na Ma_{kr}

Otóż okazało się, że zastosowanie śmigieł skośnych umożliwia zwiększenie Ma_{kr} na końcu śmigła. Ilustruje to wykres przedstawiony na rysunku 38.

Również zastosowanie śmigieł o prostokątnym kształcie łopaty pozwala na zastosowanie bardzo cienkich profilów, które mają lepsze własności na dużych prędkościach lotu (rys. 39).



Rys. 39. Śmigło o prostokątnych kształtach łopat

Przy dużych prędkościach lotu, zbliżonych do prędkości dźwięku i wyższych, w związku z wyżej opisanymi niekorzystnymi zjawiskami towarzyszącymi napędowi śmigło-silnikowemu konieczne okazało się zastosowanie ekonomiczniejszych napędów, a mianowicie odrzutowego i rakietowego.

Rozdział 5

WPŁYW PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH NA STATECZNOŚĆ STATYCZNĄ SZYBOWCÓW

W rozdziale tym przypomnimy i uzupełnimy pojęcie stateczności statycznej i omówimy główne czynniki, które na nią wpływają.

Wiadomo, że warunkiem niezbędnym do tego, aby szybowiec znajdował się w locie ustalonym, jest równowaga wszystkich sił działających na niego oraz równowaga momentów względem trzech osi x, y, z, przechodzących przez jego środek ciężkości.

W zagadnieniach stateczności statycznej będziemy rozpatrywać, jak zmieniają się siły i momenty w stosunku do ich war-

tości w locie ustalonym pod wpływem takich czynników niezależnych od woli pilota, jak np. podmuch. Przy czym rozpatrywać będziemy zmiany sił i momentów wynikające jedynie ze zmian geometrii ruchu.

Trzeba tu zdać sobie sprawę, że jest to uproszczenie, gdyż każde zakłócenie ruchu powoduje powstawanie przyspieszeń liniowych i kątowych szybowca, które z kolei wywierają zasadniczy wpływ na siły i momenty. Jednak takie statyczne rozpatrywanie ruchu szybowca pozwoli nam określić, czy w pierwszej chwili po zakłóceniu wystąpią momenty przywracające szybowiec do stanu równowagi.

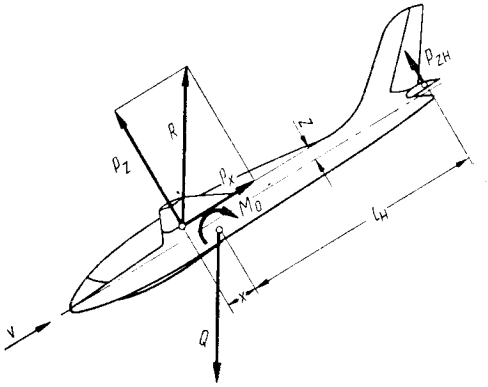
Statecznością statyczną nazywamy zdolność szybowca do samoczynnego powrotu do położenia równowagi, gdy przestaną działać zakłócenia, które ją naruszyły.

Stateczność statyczną, podobnie jak i równowagę szybowca, dzielimy na podłużną, poprzeczną i kierunkową.

Stateczność statyczna podłużna

Szybowiec jest stateczny statycznie podłużnie, gdy w pierwszej chwili po zakłóceniu stanu lotu wystąpi moment względem osi y przywracający go do stanu przed zakłóceniem. Aby ocenić tę stateczność rozpatrzmy zmianę momentów pochylających szybowca zachodzącą na skutek zakłócenia równowagi przez zmianę kąta natarcia wywołaną przez podmuch.

Na rysunku 40 pokazane są główne siły i momenty działające na szybowiec w locie ustalonym. Warunek równowagi



Rys. 40. Równowaga sił i momentów w locie ustalonym

momentów względem osi y przechodzącej przez środek ciężkości wyraża się następująco:

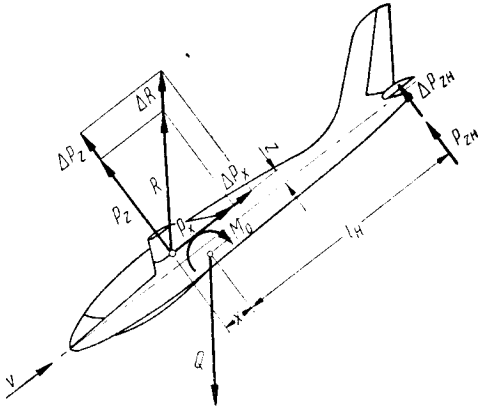
$$M = M_0 + P_z \cdot x + P_x \cdot z - P_{zH} \cdot l_H \tag{24}$$

Jako dodatni przyjęto taki moment, który zadziera maskę szybowca do góry.

Przeanalizujemy teraz, co się dzieje z szybowcem, gdy nastąpi zakłócenie tej równowagi, na przykład na skutek podmuchu nastąpi zwiększenie kąta natarcia o $\Delta\alpha$.

Wartości siły nośnej i siły oporu na skrzydle wzrosną o ΔP_x, a na usterzeniu o ΔP_{zH}. Spowoduje to zakłócenie równowagi momentów, przy czym wystąpi dodatkowy moment (rys. 41):

$$\Delta M = \Delta P_z \cdot x + \Delta P_x \cdot z - \Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{25}$$



Rys. 41. Równowaga sił i momentów wywołana zwiększeniem kąta natarcia o $\Delta\alpha$

Część tego momentu pochodząca od skrzydła, a mianowicie:

$$\Delta M_1 = \Delta P_z \cdot x + \Delta P_x \cdot z \tag{26}$$

będzie zadzierała szybowiec do góry, a druga część pochodząca od usterzenia poziomego:

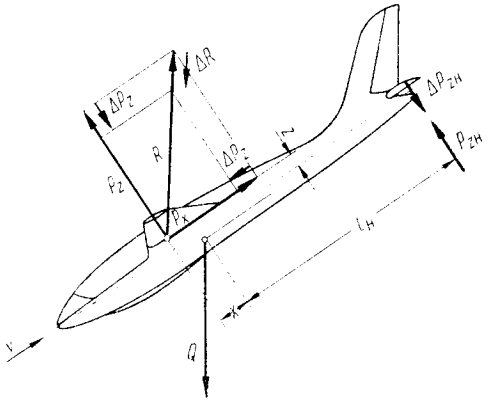
$$\Delta M_2 = -\Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{27}$$

spowoduje opuszczanie maski szybowca w dół. Zależnie od tego, który moment, ΔM_1 czy ΔM_2, będzie większy, szybowiec będzie albo nadal zadzierał maskę do góry, albo zacznie pochylać ją w dół.

Jeśli więc $\Delta M_1 > \Delta M_2$, tzn. moment od sił na skrzydle będzie większy niż moment od siły ΔP_{zH} na usterzeniu poziomym, to szybowiec zadzierając maskę do góry będzie jeszcze

bardziej powiększał kąt natarcia, a więc będzie niestateczny. Natomiast gdy $\Delta M_2 > \Delta M_1$, wówczas szybowiec opuści maskę w dół, tzn. zmniejszy kąt natarcia, a więc będzie stateczny statycznie.

Jeśli $\Delta M_1 = \Delta M_2$, szybowiec ma tzw. stateczność statyczną obojętną, gdyż nie ma on tendencji ani do zwiększania, ani do zmniejszania zaburzenia.



Rys. 42. Równowaga sił i momentów wywołana zmniejszeniem kąta natarcia o $\Delta\alpha$

Gdy nastąpi takie zakłócenie równowagi, że kąt natarcia szybowca zmaleje o $\Delta\alpha$, wówczas oczywiście siły aerodynamiczne na skrzydle zmaleją odpowiednio o ΔP_z i ΔP_x, a na usterzeniu o ΔP_{zH} (rys. 42). Wystąpi wówczas moment dodatkowy zgodnie z poprzednio przyjętymi znakami na skutek zakłócenia o wartości:

$$\Delta M = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z + \Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{28}$$

gdzie:

$$\Delta M_1 = -\Delta P_z \cdot x - \Delta P_x \cdot z \tag{29}$$

moment od skrzydła,

$$\Delta M_2 = +\Delta P_{zH} \cdot l_H \tag{30}$$

moment od usterzenia poziomego,

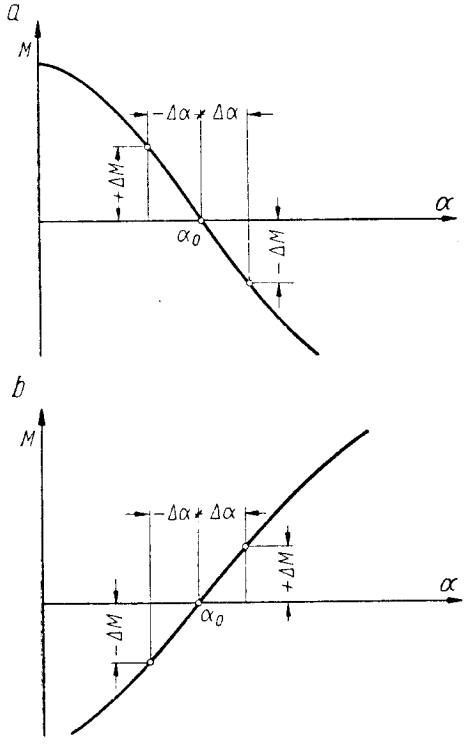
ΔM_1 — moment od sił na skrzydle powoduje teraz opuszczenie maski szybowca w dół, czyli znów zwiększa zakłócenie,

ΔM_2 — moment od siły na usterzeniu zadziera maskę szybowca do góry, czyli zmniejsza zakłócenie.

Aeroklub Grudziądzki
Wyczynowy Ośrodek Szkol. Szybowcowego
w Lisich Kątach k/Grudziądza
Tel. Grudziądz 202-37
86-325 — MOKSR

Podobnie jak w przypadku poprzednim, gdy $\Delta M_2 > \Delta M_1$, szybowiec jest stateczny statycznie, gdy $\Delta M_1 > \Delta M_2$, szybowiec jest niestateczny, a gdy $\Delta M_1 = \Delta M_2$, szybowiec ma stateczność statyczną obojętną.

Z tego co powiedzieliśmy można więc określić stateczność statyczną podłużną szybowca korzystając z wykresu momentu podłużnego szybowca w funkcji kąta natarcia α (rys. 43). Otóż z wykresu powyższego widać, że dla pewnego kąta natarcia α_0 moment podłużny $M = 0$, tzn. zgodnie ze wzorem (24) mamy stan równowagi.



Rys. 43. Zależność momentu podłużnego M od kąta natarcia
a — stateczny, b — niestateczny

Jeżeli np. na skutek podmuchu kąt natarcia wzrósł o wartość $\Delta\alpha$, to jeśli momenty podłużne zmieniają się w funkcji kąta natarcia tak jak na rysunku 43a, powstanie moment $-\Delta M$ ujemny, tzn. pochylający maskę szybowca w dół, a więc przywracający szybowiec do poprzedniego kąta natarcia. Nato-

miast zmniejszenie kąta natarcia o wartość $-\Delta\alpha$ wywoła efekt odwrotny, tzn. powstanie moment zadzierający szybowiec, a więc również przywracający stan równowagi. Gdyby zaś momenty podłużne zmieniały się według krzywej $M = f(\alpha)$, to jak widać na rysunku 43*b*, zwiększenie kąta natarcia α wywołuje moment dodatni zadzierający, tzn. zwiększający jeszcze bardziej kąt natarcia, a zmniejszenie kąta natarcia α daje moment ujemny, tzn. pochylający szybowiec, czyli zwiększający zakłócenie, będziemy więc w przypadku takiego wykresu momentów mieli szybowiec niestateczny.

Z rysunków powyższych widać, że warunkiem stateczności statycznej podłużnej jest, aby

$$\frac{\Delta M}{\Delta\alpha} < 0 \tag{31}$$

tzn., aby dodatniemu przyrostowi kąta natarcia $\Delta\alpha$ towarzyszył ujemny przyrost momentu podłużnego i na odwrót, ujemnemu przyrostowi kąta natarcia $(-\Delta\alpha)$ towarzyszył dodatni przyrost momentu podłużnego szybowca $(+\Delta M)$, tak aby ich iloraz miał zawsze znak —, czyli był mniejszy od 0.

Z tego co powiedzieliśmy wcześniej wynika, że szybowiec jest stateczny statycznie, gdy przyrost momentu od sił na usterzeniu poziomym jest większy niż przyrost momentu od sił na skrzydle, tzn. $\Delta M_2 > \Delta M_1$.

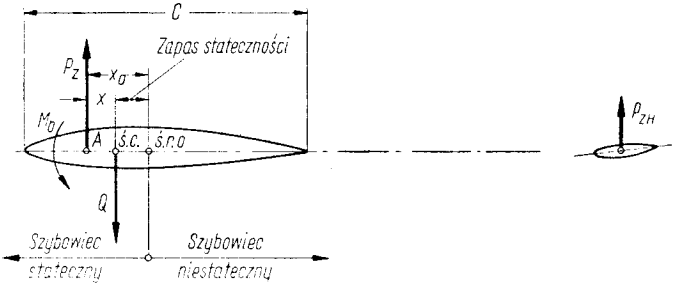
Od jakich czynników zależą te momenty? ΔM_2 zależy głównie od wielkości usterzenia poziomego S_H i od odległości środka aerodynamicznego usterzenia poziomego do środka ciężkości szybowca l_H. Im wielkości te są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny statycznie.

Wartość momentu ΔM, jak widać z wzoru (25), zależy od położenia środka ciężkości szybowca. Jeżeli środek ciężkości szybowca będzie przemieszczał się do przodu, to wartość ΔM_1 (momentu od skrzydła) będzie malała, gdyż maleje ramię x, natomiast ΔM_2 będzie rosło, gdyż rośnie ramię l_H, a więc stateczność statyczna podłużna szybowca będzie wzrastała.

Odwrotnie będzie przy przesuwaniu się środka ciężkości szybowca do tyłu: ΔM_1 będzie rosło, a ΔM_2 malało, gdyż x rośnie, a l_H maleje i może się okazać w pewnym położeniu środka ciężkości, że $\Delta M_1 = \Delta M_2$, czyli $\Delta M = 0$, a więc że szybowiec ma stateczność statyczną obojętną. Otóż ten punkt, w którym znajduje się środek ciężkości szybowca, gdy ma on stateczność obojętną nazywamy punktem neutralnym lub środkiem równowagi obojętnej (na rysunku oznaczony jako ś.r.o.).

Gdybyśmy jeszcze dalej przesuwali środek ciężkości szybowca do tyłu poza ten środek równowagi obojętnej, to szybowiec byłby już niestateczny, gdyż ΔM_1 byłoby większe od ΔM_2. Widzimy więc, że szybowiec jest stateczny statycznie podłużnie, gdy jego środek ciężkości znajduje się przed środkiem równowagi obojętnej i jest niestateczny statycznie, gdy jego środek ciężkości znajduje się za środkiem równowagi obojętnej.

Odległość środka ciężkości od ś.r.o. mierzona równolegle do cięciwy płata nazywa się zapasem stateczności statycznej podłużnej. Mierzy się ją w centymetrach lub w procentach średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła (rys. 44).



Rys. 44. Zapas stateczności szybowca

Z wzoru (25) wynika, że wielkość ΔM zależy ponadto od wartości z (odległość środka aerodynamicznego od środka ciężkości wzdłuż osi z). Otóż w przypadku górnopłata, jak na rysunku 41 widać, $\Delta P_x \cdot z$ daje moment zadzierający, który powoduje niestateczność statyczną, natomiast w przypadku dolnopłata (środek aerodynamiczny znajduje się poniżej środka ciężkości) moment $\Delta P_x \cdot z$ powoduje opuszczenie maski szybowca, czyli zwiększenie stateczności statycznej podłużnej szybowca.

Reasumując, stateczność statyczna podłużna szybowca zależy głównie od następujących czynników:

a) położenia środka ciężkości szybowca: im środek ciężkości leży bardziej w przodzie, tym szybowiec jest bardziej stateczny,
b) wielkości usterzenia poziomego S_H i odległości środka aerodynamicznego tego usterzenia od środka ciężkości szybowca l_H; im te wielkości są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny statycznie,
c) do układu szybowca: dolnopłat działa ustateczniająco, a górnopłat uniestateczniająco.

Stateczność statyczna boczna

Pojęcie stateczności statycznej bocznej określa nam, czy w pierwszej chwili po zmianie ustalonego stanu lotu wskutek zakłócenia powstaną momenty przechylające i odchylające przywracające równowagę szybowca. Momenty te obliczać będziemy przy następujących uproszczeniach:

— uwzględnimy tylko siły i momenty wynikające ze zmiany kierunku prędkości,

— zaniedbamy wzajemne powiązanie, jakie istnieje między przechyleniem i odchyleniem szybowca i rozpatrywać je będziemy oddzielnie.

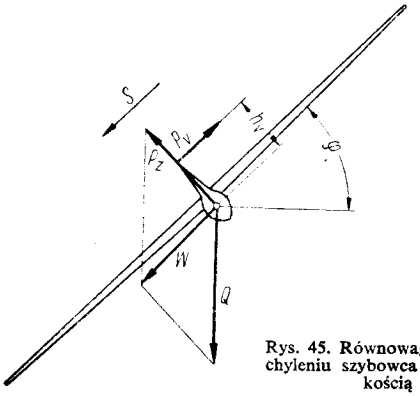
Jest to duże uproszczenie, jednak daje nam pewną ocenę prawidłowości zachowania się szybowca w pierwszej chwili po zakłóceniu stanu równowagi oraz pozwoli uchwycić nam wpływ poszczególnych czynników konstrukcyjnych na stateczność boczną.

Przyjmując drugie z podanych wyżej uproszczeń możemy w stateczności bocznej wydzielić stateczność statyczną poprzeczną i kierunkową szybowca.

Statyczna stateczność poprzeczna

Stateczność statyczna poprzeczna jest to zdolność szybowca do samoczynnego usuwania niezależnych od woli pilota przechyleń szybowca.

Rozpatrzymy zmianę momentów przechylających szybowca wywołanych przez podmuch. Otóż jeśli nastąpi z jakiegoś powodu przechylenie szybowca wokół osi x, to towarzyszy mu powstanie tzw. „ślizgu" szybowca na skrzydło, z prędkością S,



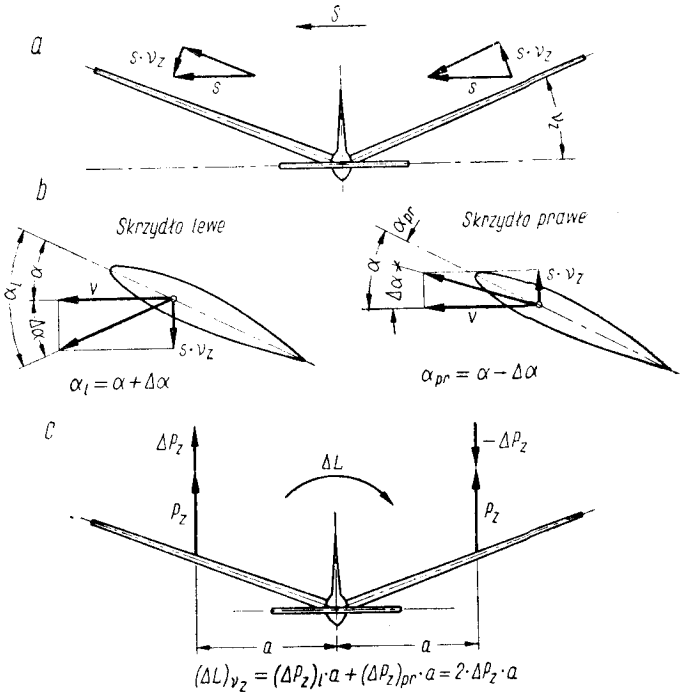
Rys. 45. Równowaga sił po przechyleniu szybowca (ślizg z prędkością S)

które powoduje, że szybowiec leci bokiem w stosunku do kierunku ruchu. Skąd się ten ślizg bierze? Przy przechyleniu szybowca siła Q i siła nośna P_z nie równoważą się, powstaje więc wypadkowa siła W, która skierowana jest w stronę przechylonego skrzydła i która powoduje ruch szybowca w kierunku tej siły z prędkością ślizgu S (rys. 45). Rozpatrzmy, jak ta prędkość ślizgu S wpływa na momenty przechylające szybowca L.

Okazuje się, że największy wpływ na powstanie momentu ustateczniającego mają:

— wznios skrzydła,
— skos skrzydła oraz
— wysokie umieszczenie usterzenia kierunku.

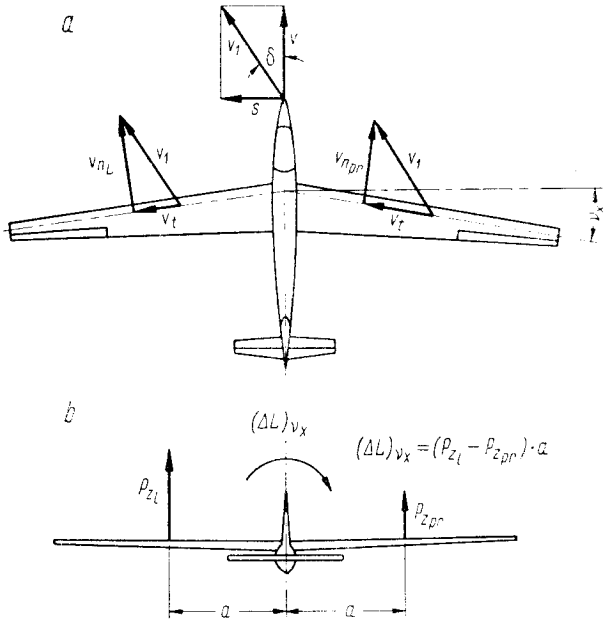
Jeśli rozpatrzymy szybowiec ze skrzydłem o kącie wzniosu ν_z (rys. 46*a*) lecący z prędkością v oraz wykonujący ślizg z prędkością S, to jak widać z rysunku, na skrzydle lewym nastąpi przyrost kąta natarcia o wartość $\Delta\alpha$, a na skrzydle prawym zmniejszenie o $\Delta\alpha$ (rys. 46*b*). Ta różnica kątów natar-



Rys. 46. Wpływ wzniosu skrzydła ν_z na stateczność boczną szybowca

cia spowoduje przyrost siły nośnej na skrzydle lewym i jej spadek na prawym. Siły te dadzą przyrost przechylającego momentu $\Delta L = 2 \cdot \Delta P_z \cdot a$ względem osi x (rys. 46c), który przeciwdziała ślizgowi i likwiduje przechylenie szybowca, które ten ślizg wywołało. Jest to więc moment ustateczniający.

Rozpatrzmy szybowiec ze skrzydłem skośnym o kącie skosu ν_x lecący z prędkością v i wykonujący ślizg z prędkością S (rys. 47). Wypadkową prędkość szybowca v_1 rozłóżmy na



Rys. 47. Wpływ skosu skrzydła ν_x na stateczność boczną szybowca

każdym ze skrzydeł na składową normalną wzdłuż cięciwy płata v_n i styczną do płaszczyzny płata v_t. Wiadomo, że na siły aerodynamiczne powstające na skrzydle ma wpływ jedynie składowa normalna prędkości v_n. Otóż widać, że składowa normalna prędkości na lewym skrzydle jest dużo większa niż na skrzydle prawym. Siła nośna P_z zależna od kwadratu prędkości będzie więc na skrzydle lewym większa niż na prawym i da moment przechylający ΔL względem osi x przeciwdziałający ślizgowi i przechyleniu, które ten ślizg wywołało.

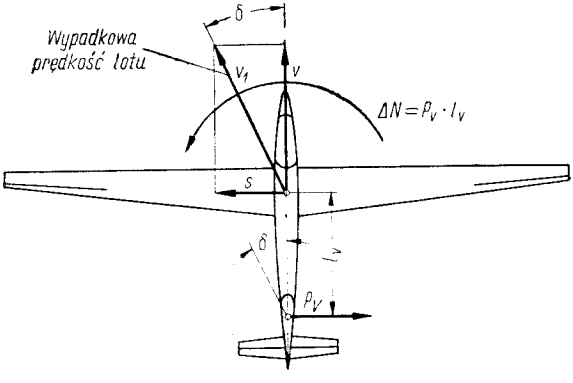
Na rysunku 45 widać, że w czasie ślizgu na usterzeniu pionowym występuje siła P_v, która daje moment przechylający

równy: $\Delta L = P_v \cdot h_v$. Moment ten przeciwdziała przechyleniu szybowca i jest tym większy, im usterzenie kierunku jest wyżej umieszczone na szybowcu (wysokość h_v większa).

Stateczność statyczna kierunkowa

Stateczność statyczna kierunkowa jest to zdolność szybowca do samoczynnego usuwania niezależnych od woli pilota odchyleń szybowca. Dla oceny tej stateczności rozpatrzmy wielkości i kierunki momentów odchylających szybowiec wynikające ze zmiany kierunku prędkości.

Rozpatrzmy szybowiec lecący z prędkością v i wykonujący ślizg z prędkością S (rys. 48). Z rysunku widać, że wypadkowa prędkość szybowca jest równa v_1 i tworzy kąt δ (nazywamy go kątem ślizgu) z osią kadłuba. Usterzenie kierunku odmuchiwane jest więc pod kątem δ i wskutek tego powstaje na nim siła aerodynamiczna P_v, która daje moment odchylający $\Delta N = P_v \cdot l_v$ względem osi z przechodzącej przez środek ciężkości szybowca (l_v, jest to odległość środka aerodynamicznego usterzenia kierunku od środka ciężkości szybowca).

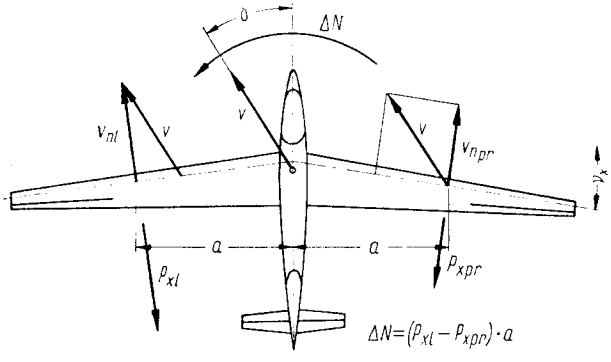


ys. 48. Wpływ ślizgu na siłę na usterzeniu kierunku

Ten moment ΔN pochodzący od usterzenia kierunku jest ustateczniający, ustawia on szybowiec równolegle do kierunku wypadkowej prędkości v_1, likwiduje kąt ślizgu δ. Wielkość tego momentu zależy od siły na usterzeniu kierunku P_v i odległości l_v, która zależy od długości kadłuba.

Skos skrzydła wpływa nie tylko na stateczność poprzeczną szybowca, lecz również wpływa korzystnie na stateczność

kierunkową. Otóż z rysunku 49 widać, że szybowiec odchylony od kierunku prędkości v_1 o kąt ślizgu δ ma na skrzydle lewym większą prędkość normalną skierowaną wzdłuż cięciwy, a tym samym i większą siłę oporu P_x niż na skrzydle prawym. Różnica tych sił daje moment odchylający ΔN, który działa ustateczniająco, tzn. likwiduje kąt ślizgu δ.



Rys. 49. Wpływ skosu na stateczność kierunkową szybowca

Wznios skrzydeł również wpływa ustateczniająco kierunkowo na szybowiec, gdyż zgodnie z rysunkiem 46*a*, *b* przy przyjętym ślizgu jak na rysunku na lewym skrzydle kąt natarcia wzrasta.

Reasumując, na stateczność statyczną kierunkową mają decydujący wpływ następujące czynniki:

1) wielkość usterzenia pionowego S_v i długość kadłuba l_v; im te parametry są większe, tym szybowiec jest bardziej stateczny kierunkowo,
2) wznios skrzydła,
3) skos skrzydła,

przy czym zarówno wznios, jak i skos skrzydła ustateczniają szybowiec.

Rozdział 6

WPŁYW PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH NA STATECZNOŚĆ DYNAMICZNĄ PODŁUŻNĄ I BOCZNĄ SZYBOWCÓW

Dotychczas mówiąc o stateczności statycznej rozpatrywaliśmy zachowanie się szybowca w pierwszej chwili po zakłóceniu jego lotu ustalonego i mówiliśmy, że szybowiec jest

stateczny, jeśli pojawiały się momenty likwidujące to zaburzenie.

W przypadku stateczności statycznej jako zakłócenia ruchu przyjmowaliśmy zmianę kąta natarcia o wielkość $\Delta\alpha$ i patrzyliśmy, jaki moment podłużny ΔM wywołuje ta zmiana i od czego on zależy. W przypadku stateczności bocznej jako zakłócenie przyjmowaliśmy prędkość ślizgu S i badaliśmy, jakie wywołuje ona momenty przechylające i odchylające szybowiec oraz od jakich parametrów te momenty zależą.

Jednak stateczność statyczna wcale nie mówi nam, co się będzie działo z szybowcem w miarę upływu czasu, a nie tylko w pierwszej chwili po zakłóceniu. Okazuje się, że szybowiec stateczny statycznie nie zawsze wraca do stanu lotu przed zakłóceniem. O tym zachowaniu się szybowca po zakłóceniu w miarę upływu czasu powie nam analiza właściwej stateczności szybowca zwanej statecznością dynamiczną. Przy rozpatrywaniu stateczności dynamicznej uwzględnia się wszystkie siły i momenty działające na szybowiec, wynikające ze zmian prędkości liniowych i kątowych szybowca i bada się, jaki jest efekt końcowy zakłócenia równowagi.

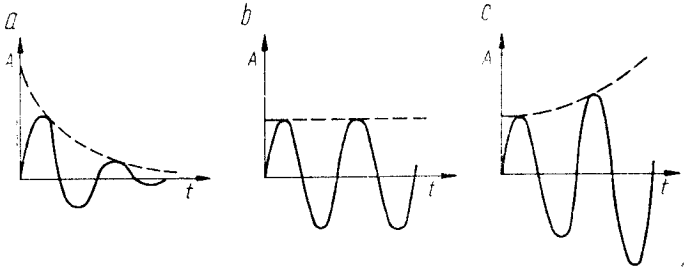
Pełna analiza stateczności i sterowności szybowca ma nam umożliwić nie tylko ocenę stateczności, lecz również taki dobór parametrów konstrukcyjnych oraz charakterystyk aerodynamicznych, aby właściwości lotne danego szybowca jak najlepiej odpowiadały zadaniom, jakim ma on odpowiadać. W stateczności dynamicznej podobnie jak i w statycznej oddzielnie rozpatrywać będziemy stateczność dynamiczną podłużną i stateczność dynamiczną boczną.

Stateczność dynamiczna podłużna

Z lektury książki pt. „Mechanika lotów" z serii „Szkolenie szybowcowe" wiemy, że szybowiec po zakłóceniu jego równowagi podłużnej wykonuje wahania wokół swego położenia równowagi, ruch jego jest ruchem drgającym o określonej częstości i amplitudzie. Ruch ten pochodzi stąd, że dla szybowca statecznego statycznie natychmiast po zakłóceniu pojawia się moment ustateczniający, tzn. usuwający zaburzenie. Zwykle jednak na skutek bezwładności szybowiec nie zatrzyma się od razu w położeniu równowagi, lecz przekroczy je w drugą stronę; wówczas znów pojawia się moment przeciwny, który wywołuje ruch w kierunku pierwotnym itd., co powoduje, że szybowiec wykonuje wahania wokół swego położenia równowagi.

Wahania te mogą zmieniać się w czasie w następujący sposób (rys. 50):

1) amplituda wahań maleje z upływem czasu i szybowiec wróci do położenia równowagi — szybowiec jest wówczas stateczny dynamicznie,
2) amplituda wahań zachowuje stałą wartość, nie zmienia się w czasie; szybowiec raz wytrącony z położenia równowagi będzie wykonywał drgania o stałej amplitudzie; mówimy wtedy, że ma on stateczność dynamiczną obojętną,
3) amplituda wahań rośnie w miarę upływu czasu — szybowiec nie wróci do położenia równowagi; jest on niestateczny dynamicznie.



Rys. 50. Rodzaje stateczności dynamicznej szybowca
a — szybowiec stateczny dynamicznie, *b* — szybowiec o stateczności dynamicznej obojętnej, *c* — szybowiec niestateczny dynamicznie

Widzimy, że szybowiec, mimo iż jest stateczny statycznie, może nie wrócić do położenia równowagi, dlatego stateczność statyczna nie jest miarą stateczności właściwej dynamicznej. Aby szybowiec był stateczny dynamicznie, musi mieć stateczność statyczną, lecz oprócz tego jego ruch musi być tłumiony.

Największy wpływ na tłumienie wahań szybowca wywiera jego usterzenie poziome, a ściślej mówiąc współczynnik tłumienia wahań zależy głównie od parametru:

$$\frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot i_y^2}.$$

gdzie:

S_H — wielkość usterzenia poziomego w m,

l_H — odległość środka aerodynamicznego usterzenia poziomego od środka ciężkości szybowca w m,

S — powierzchnia skrzydeł w m²,

i_y^2 — promień bezwładności do kwadratu w m².

(Wiadomo, że moment bezwładności szybowca względem osi y $I_y = m \cdot i_y^2$, gdzie $m = \frac{Q}{g}$ — masa szybowca).

Wartość i_y wprowadza zależność stateczności dynamicznej od charakterystyki bezwładnościowej szybowca. Przypominamy, że poprzednio w stateczności statycznej ten moment ustateczniający zależy od tzw. cechy objętościowej szybowca:

$$\varkappa_H = \frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot c}$$

gdzie: c — średnia cięciwa geometryczna skrzydła.

Na stateczność dynamiczną podłużną oprócz wartości $\frac{S_H \cdot l_H}{S \cdot i_y^2}$ wpływa wiele innych czynników, takich jak obciążenie powierzchni $\frac{Q}{S}$ czy wysokość lotu h i dlatego każdy szybowiec wymaga przeprowadzenia dokładnej analizy stateczności dynamicznej, która wykracza poza ramy tego kursu.

Stateczność dynamiczna boczna

Stateczność dynamiczną boczną rozpatrywać będziemy podobnie jak podłużną, tzn. analizować będziemy, co dzieje się z szybowcem w miarę upływu czasu, po zakłóceniu jego stanu równowagi na skutek prędkości ślizgu. Uwzględnimy tu również wzajemne powiązanie, jakie istnieje między przechyleniem i odchyleniem szybowca i ich wpływ na odpowiednie momenty boczne oraz uwzględnimy wpływ przyspieszeń liniowych i kątowych na siły i momenty.

Otóż przy rozpatrywaniu stateczności statycznej bocznej wykazaliśmy, że jeśli ruch szybowca jest zakłócony np. przez podmuch, który przechyli szybowiec wokół osi x, to zacznie on wykonywać ślizg z prędkością S.

W pierwszej chwili pojawią się wtedy następujące momenty boczne: moment poprzeczny ΔL ustateczniający, wyprowadzający szybowiec z przechylenia (rys. 46) oraz moment odchylający ΔN, który ustawia oś podłużną szybowca równolegle do kierunku wypadkowej prędkości (otrzymanej przez złożenie prędkości lotu i prędkości ślizgu) i działa w kierunku prędkości ślizgu (rys. 49). Otóż okazuje się, że te dwa momenty wywierają największy wpływ na ruch szybowca po zakłóceniu i od ich wzajemnych wielkości będzie zależał dalszy charakter ruchu.

1) Jeżeli moment przechylający ΔL będzie większy od momentu odchylającego ΔN, to szybowiec szybciej dojdzie do położenia poziomego zanim moment ΔN doprowadzi go do kierunku lotu, a następnie zacznie przechylać się w drugą stronę, co wywoła znów przeciwny ślizg i powstanie momentu poprzecznego ΔL, usuwającego przechylenie, oraz momentu kierunkowego ΔN w kierunku ślizgu.
   Ruch szybowca będzie więc polegał na wahaniach wokół osi $z-z$, z jednoczesnym przechylaniem raz w jedną, raz w drugą stronę. Ruch ten nazwano „holendrowaniem szybowca", gdyż jest on podobny do holendrowania, które wykonują łyżwiarze na lodzie. Gdy tak powstałe wahania szybowca nie są tłumione, wówczas amplituda ich rośnie i mówimy, że szybowiec wykazuje niestateczność dynamiczną holendrowania.
2) Jeżeli moment odchylający ΔN będzie większy od momentu przechylającego ΔL, to jeszcze zanim szybowiec dojdzie do położenia poziomego przeważający moment kierunkowy odchyli go w kierunku ślizgu.

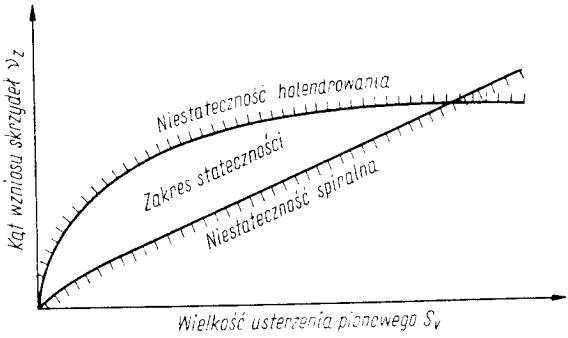
Szybowiec będzie więc wykonywał coraz bardziej zacieśniający się zakręt zwany spiralą. Będziemy tu mieli tzw. „niestateczność spiralną" szybowca.

Rozważone tu przypadki niestateczności bocznej nie uwzględniają wszystkich sił wpływających na momenty boczne, jednakże dają one pewien pogląd na stateczność dynamiczną boczną. Ponieważ często trudno jest zapewnić stateczność spiralną w całym zakresie warunków lotu, przy zachowaniu stateczności innych postaci ruchu, więc wymaga się tylko, aby czas zacieśniania się spirali był równy przez kilkadziesiąt sekund tak, aby pilot miał możliwość przeciwdziałania tej niestateczności.

Natomiast niestateczność holendrowania jest niedopuszczalna ze względu na to, że okres wahań tego ruchu wynosi $3 \div 15$ sekund, a niestateczność o takim okresie jest bardzo niebezpieczna. Największy wpływ na wielkość momentu ustateczniającego poprzecznego ΔL ma kąt wzniosu skrzydeł ν_z, a na moment kierunkowy ΔN wielkość usterzenia kierunku S_v.

Istnieją oczywiście i inne parametry, które wywierają wpływ na stateczność dynamiczną boczną szybowca, na ogół jednak rozkłady mas, kształt kadłuba czy obrys skrzydeł są ustalane na podstawie przesłonek konstrukcyjnych, trudno więc jest je zmieniać. Stosunkowo najłatwiejszymi do zmiany parametrami, a zarazem mającymi największy wpływ na stateczność boczną są wznios skrzydeł ν_z i wielkość usterzenia kierunku S_v.

Na rysunku 51 pokazano wpływ tych dwóch najważniejszych parametrów. Z rysunku tego widać, że zbyt duże zwiększenie kąta wzniosu skrzydeł ν_z, przy stałej wartości usterzenia kie-



Rys. 51. Wpływ wzniosu skrzydła ν_z i wielkości usterzenia kierunku S_v na stateczność dynamiczną boczną

runku S_v może spowodować niestateczność holendrowania szybowca; natomiast zbyt duże zwiększenie usterzenia kierunku S_v przy stałym wzniosie ν_z może doprowadzić do niestateczności spiralnej.

Rozdział 7

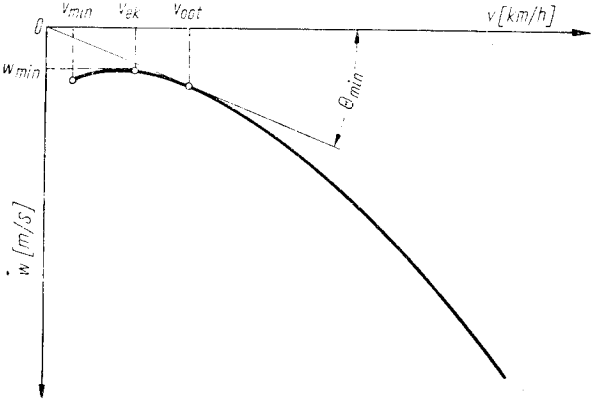
WPŁYW WYSOKOŚCI NA WŁAŚCIWOŚCI LOTNE SZYBOWCA ORAZ NA WSKAZANIA PRZYRZĄDÓW

Właściwości lotne szybowca

Przy określaniu właściwości lotnych szybowców posługujemy się zawsze wykresem zależności prędkości lotu ślizgowego v w funkcji prędkości opadania w, który nosi nazwę „biegunowej prędkości".

Za pomocą tego wykresu można określić najkorzystniejszą w danych warunkach prędkość lotu; na krzywej tej każdy bez trudu określi takie prędkości charakteryzujące szybowiec, jak:

— prędkość optymalną v_{opt} odpowiadającą minimalnemu kątowi toru lotu Θ_{min}, czyli maksymalnej doskonałości szybowca,
— prędkość ekonomiczną v_{ek} odpowiadającą najmniejszej prędkości opadania szybowca w_{min},
— minimalną prędkość lotu szybowca v_{min} odpowiadającą punktowi $c_{z\,max}$ na biegunowej zwykłej (rys. 52).



Rys. 52. Biegunowa prędkości szybowca

Zauważmy, że zarówno prędkość lotu v, jak i prędkość opadania w zależą od wysokości lotu poprzez gęstość powietrza ϱ.

Prędkość szybowca w locie ślizgowym v oraz prędkość opadania w wyrażają się następującymi wzorami:

$$v = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z}} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{32}$$

$$w = v \cdot \mathrm{tg}\,\Theta = v\frac{c_x}{c_z} = \sqrt{\frac{2Q \cdot c_x^2}{\varrho \cdot S \cdot c_z^3}} \tag{33}$$

Z wzorów tych widać, że zarówno prędkość v, jak i prędkość opadania w w miarę wzrostu wysokości (ϱ maleje) powiększają się. Biegunowa szybowca podana na rysunku 52 jest więc sporządzona dla jednej określonej wysokości. Oczywiście, biegunową prędkości możemy sporządzić dla każdej wysokości lotu wstawiając właściwą wartość gęstości ϱ_h do wzorów (32) i (33).

Zauważmy, że wpływ wysokości na prędkość v i prędkość opadania w jest taki sam i gdybyśmy z biegunowej prędkości

obliczonej dla wysokości $h = 0$ chcieli przejść na biegunową dla jakiejś innej wysokości h, to skorzystać możemy z następujących zależności:

$$\frac{v_h}{v_0} = \frac{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_h \cdot S \cdot c_z}}}{\sqrt{\dfrac{2Q}{\varrho_0 \cdot S \cdot c_z}}} = \frac{\varrho_0}{\varrho_h} \quad \text{dla stałej wartości } c_z$$

czyli:

$$v_1 = v_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}} \tag{34}$$

i analogicznie

$$\frac{w_h}{w_0} = \frac{\sqrt{\dfrac{2Q \cdot c_x^2}{\varrho_h \cdot S \cdot c_z^3}}}{\sqrt{\dfrac{2Q \cdot c_x^2}{\varrho_0 \cdot S \cdot c_z^3}}} = \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}$$

czyli:

$$w_h = w_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}} \tag{35}$$

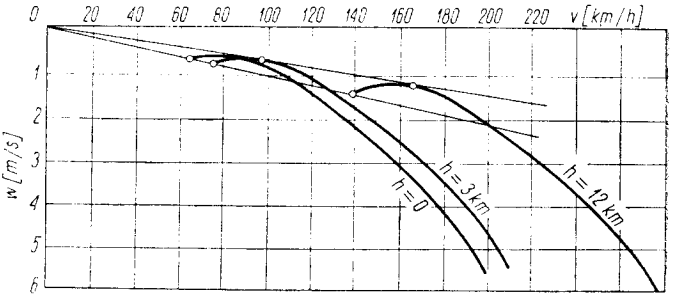
Biegunową prędkości dla dowolnej wysokości otrzymujemy więc przez pomnożenie współrzędnych punktów krzywej odpowiadającej wysokości $h = 0$ przez stałą wartość $\sqrt{\dfrac{\varrho_0}{\varrho_h}}$.

Poniżej podano wartości $\dfrac{\varrho_0}{\varrho}$ dla różnych wysokości lotu.

h [km]	0	0,5	1	1,5	2	3	4	5	6	8	10	12	15
0	1,0	1,024	1,050	1,670	1,103	1,161	1,223	1,290	1,363	1,528	1,778	1,986	2,516

W celu zilustrowania wpływu wysokości na biegunową prędkości na rysunku 53 sporządzono biegunową prędkość dla trzech wysokości lotu: $h = 0$, $h = 3$ km i $h = 12$ km. Cechą charakterystyczną uwidocznioną na rysunku 54 jest to, że punkty biegunowej odpowiadające tej samej wartości kąta

natarcia przesuwają się dla różnych wysokości po promieniach poprowadzonych przez początek układu współrzędnych.



Rys. 53. Biegunowa prędkości szybowca „Foka" dla trzech wysokości lotu $h = 0, 3, 12$ km

Wynika stąd, że doskonałość szybowca dla danego kąta natarcia nie zmienia się zależnie od wysokości lotu, kąt Θ dla różnych wysokości jest ten sam. Wynika to z oczywistej zależności widocznej na rys. 53, a mianowicie: doskonałość szybowca D jest równa:

$$\frac{1}{D} = \operatorname{tg}\Theta_h = \frac{w_h}{v_h} = \frac{w_0\sqrt{\dfrac{\varrho_0}{\varrho_h}}}{v_0\sqrt{\dfrac{\varrho_0}{\varrho_h}}} = \frac{w_0}{v_0} = \frac{c_x}{c_z} \tag{36}$$

Oczywiste jest, że doskonałość szybowca nie zależy od jego wysokości, lecz tylko od charakterystyki aerodynamicznej $\frac{c_z}{c_x}$. Z biegunowych szybowca „Foka" na rysunku 53 odczytać możemy, że dla wysokości 0 m prędkość optymalna $v_{opt} = 86$ km/h; na wysokości 3 km wynosi ona już $v_{opt\ 3\ \mathrm{km}} = 100$ km/h, natomiast na wysokości 12 km jest ona już prawie dwukrotnie wyższa i wynosi $v_{opt\ 12\ \mathrm{km}} = 153$ km/h. Wraz ze wzrostem wysokości lotu te same właściwości szybowca (ta sama doskonałość) występują dla większych prędkości lotu ze względu na zmniejszanie się gęstości powietrza.

W sposób identyczny jak wysokość lotu wpływa na biegunową prędkości szybowca obciążenie $\frac{Q}{S}$. Gdybyśmy na rysunku 53 umieścili dwie krzywe, jedną o obciążeniu $\left(\frac{Q}{S}\right)_1$, a drugą

o obciążeniu $\left(\frac{Q}{S}\right)_2$, przy czym $\left(\frac{Q}{S}\right)_2 > \left(\frac{Q}{S}\right)_1$, to punkty krzywej $\left(\frac{Q}{S}\right)_2$ byłyby przesunięte wzdłuż promieni przechodzących przez początek układu współrzędnych w stosunku do puntków krzywej o obciążeniu $\left(\frac{Q}{S}\right)_1$.

Wskazania przyrządów

Zmiana wysokości lotu ma wpływ głównie na wskazania prędkościomierza. Wiadomo, że prędkościomierz mierzy ciśnienie dynamiczne:

$$\Delta p = \frac{\varrho \cdot v^2}{2}$$

które zależy od gęstości powietrza ϱ.

Ponieważ prędkościomierze skalowane są dla wartości gęstości

$$\varrho_0 = 0{,}125 \ \frac{\mathrm{kGs}^2}{\mathrm{m}^4}$$

odpowiadającej wysokości 0 m według „atmosfery wzorcowej", więc tylko dla tej wysokości prędkość wskazywana jest równa prędkości rzeczywistej.

Pomiar prędkości na wysokości h, gdzie gęstość jest ϱ_h i różna od ϱ_0 daje wskazania, które oznaczymy jako v_{wskaz}; odpowiadają one ciśnieniu $\Delta p = \frac{\varrho_0 \cdot v^2_{wskaz}}{2}$, gdyż przyrząd skalowany jest dla $\varrho = \varrho_0$.

Rzeczywista różnica ciśnień wynosi:

$$\Delta p = \frac{\varrho_h \cdot v_h^2}{2}$$

Przyrównując te dwie wielkości:

$$\frac{\varrho_0 \cdot v^2_{wskaz}}{2} = \frac{\varrho_h \cdot v_h^2}{2}$$

znajdziemy prędkość wskazywaną przez przyrząd:

$$v_{wskaz} = \frac{v_h}{\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}}$$

Wstawiając do tego wzoru zależność (34) otrzymujemy:

$$v_{wskaz} = \frac{v_0 \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}}{\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}} = v_0 \tag{38}$$

a więc prędkościomierz na każdej wysokości wskazuje prędkość taką jak na ziemi i aby otrzymać rzeczywistą prędkość lotu na wysokości h należy pomnożyć prędkość wskazywaną przez przyrząd przez wartość $\sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}}$ na danej wysokości:

$$v_h = v_{wskaz} \sqrt{\frac{\varrho_0}{\varrho_h}} \tag{39}$$

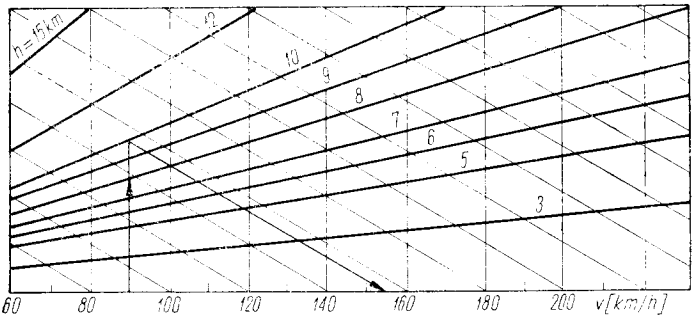
Okazuje się, że te „błędne" wskazania prędkościomierza są dużym ułatwieniem dla pilota. Jak już powiedzieliśmy, prędkościomierz mierzy ciśnienie dynamiczne: $\frac{\varrho \cdot v^2}{2}$, wiemy również, że siły aerodynamiczne, od których zależą własności pilotażowe i obciążenie konstrukcji szybowca, zależą też od ciśnienia dynamicznego.

Te same własności pilotażowe szybowca występują więc dla tych samych wartości ciśnień dynamicznych, a nie dla takich samych prędkości lotu. Pilot więc nie musi stosować żadnych poprawek szybkości podczas lotu na różnych wysokościach.

Poprawki takie są konieczne jedynie w przypadku wszelkich obliczeń nawigacyjnych, gdy interesuje nas rzeczywista prędkość lotu (względem powietrza), na danej wysokości h. Najprościej obliczyć ją wówczas można stosując wzór (39) lub odczytać z nomogramu (rys. 54) wykonanego na podstawie tego wzoru. Sposób posługiwania się takim nomogramem jest bardzo prosty i uwidoczniony na przykładzie pokazanym na rysunku.

Prędkościomierz na wysokości 10 km wskazuje prędkość 90 km/h, prędkość rzeczywista lotu wynosi wtedy 147 km/h.

Na wskazania wariometru bezpośredniego wpływu nie ma zmiana ciśnienia i gęstości z wysokością, natomiast istnieje wpływ pośredni poprzez zmianę temperatury. Ponieważ wariometry skalowane są na wysokości równej ~3500 m, więc poprawka ta zarówno podczas lotów na wysokościach mniejszych, jak i większych od wysokości skalowania nie ma istotnego wpływu na wskazania wariometru.



Rys. 54. Nomogram poprawki wysokościowej prędkościomierza

Również czas przebywania w noszeniu czy duszeniu wywiera pewien błąd na wskazania wariometru. Okazuje się, że przy czasie $t = 3$ s, błąd wskazań jest rzędu 25%, natomiast dla czasu $t = 10$ s wynosi zaledwie 1% i można go nie uwzględniać.

Możemy więc przyjąć, że wariometr wskazuje z niewielkim błędem rzeczywistą prędkość opadania i pilot nie musi uwzględniać żadnych poprawek wynikających z lotu na różnych wysokościach.

Rozdział 8

BIEGUNOWA KRĄŻENIA

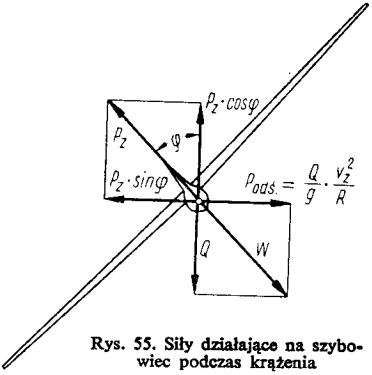
O własnościach przelotowych szybowców decyduje możliwość uzyskania przez nie jak największej prędkości przelotowej. Wiadomo, że na prędkość przelotową składają się głównie dwa czynniki:

1) krążenie w kominie termicznym, podczas którego szybowiec uzyskuje jak największą wysokość, oraz
2) przeskok między kominami, podczas którego szybowiec zamienia wysokość uzyskaną w kominie (energię potencjalną) na prędkość w locie ślizgowym (energię kinetyczną.)

Obydwa te czynniki zależą od warunków meteorologicznych oraz całego zespołu czynników aerodynamicznych i konstrukcyjnych szybowca, przy czym o tych ostatnich decyduje konstruktor przy projektowaniu szybowca. Pilot wybierając opty-

malną dla danych warunków i szybowca prędkość przeskoku między kominami posługuje się poznaną przez nas wcześniej biegunową prędkości.

Zajmijmy się pierwszym czynnikiem wpływającym na własności przelotowe, tzn. krążenie w kominie.



Rys. 55. Siły działające na szybowiec podczas krążenia

Szybowiec krążąc w kominie wykonuje zakręt o kącie przechylenia φ. Rozpatrując zależności, jakie muszą być spełnione w prawidłowym zakręcie (rys. 55) widzimy, że

$$P_z \cdot \cos\varphi = Q \tag{40}$$

$$P_z \cdot \sin\varphi = P_{odśr} = \frac{Q}{g} \cdot \frac{v_z^2}{R} \tag{41}$$

gdzie:

v_z — prędkość lotu w zakręcie w m/s,
R — promień zakrętu w m,
φ — kąt przechylenia w zakręcie w stopniach,
g — przyspieszenie ziemskie w $\frac{m}{s^2}$.

Z wzoru (40) łatwo obliczymy v_z uwzględniając, że

$$P_z = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v_z^2 \cdot c_z$$

$$v_z = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_z \cdot \cos\varphi}} = \frac{v}{\sqrt{\cos\varphi}} \tag{42}$$

gdzie v — prędkość w locie ślizgowym na tym samym kącie natarcia, na którym odbywa się zakręt w km/h.

Dzieląc stronami przez siebie zależności (41) i (40) otrzymujemy:

$$\operatorname{tg}\varphi = \frac{v_z^2}{g \cdot R} \tag{43}$$

Prędkość opadania w locie ślizgowym prostoliniowym wyraża się jako:

$$w = \frac{N_p}{Q} = \frac{P_x \cdot v}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^3 \cdot c_x}{Q} \tag{44}$$

gdzie N_p — moc potrzebna do lotu ślizgowego w $\frac{\text{kGm}}{\text{s}}$.

Odpowiednio prędkość opadania w zakręcie:

$$w_z = \frac{(N_p)_z}{Q} = \frac{P_x \cdot v_z}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot c_x \cdot v_z^2}{Q} =$$

$$= \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot c_x \cdot \frac{v^3}{(\sqrt{\cos\varphi})^3}}{Q} = \frac{\frac{N_p}{(\sqrt{\cos\varphi})^3}}{Q} = \frac{w}{(\sqrt{\cos\varphi})^3} \tag{45}$$

gdzie $(N_p)_z$ — moc potrzebna do wykonania zakrętu w $\frac{\text{kGm}}{\text{s}}$.

Korzystając z wyprowadzonych wzorów można wyrazić prędkość opadania w czasie krążenia zależnie od prędkości lotu i promienia krążenia takim wzorem (wyprowadzenie go wykracza poza ramy tej książki):

$$w_z = w_0 + \frac{b_z}{R^2 \cdot g^2} v_z^3 \tag{46}$$

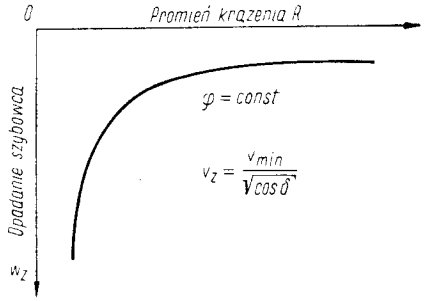
gdzie:

w_o — prędkość opadania w locie prostoliniowym odpowiadająca prędkości v_z,

$b_z = \frac{5{,}1Q}{b^2}$ [m²/s²] — współczynnik.

Mając zależność (46) robimy wykres prędkości opadania szybowca w krążeniu w funkcji promienia krążenia R przy stałym kącie przechylenia φ oraz dla stałej prędkości krążenia $v_z = \frac{v_{\min}}{\sqrt{\cos\varphi}}$. Wykres taki, nazwany „biegunową krążenia”,

przedstawiony jest na rysunku 56. Krzywe takie możemy sporządzić dla różnych kątów przechylenia φ. Za pomocą biegunowej krążenia określamy najkorzystniejszy promień krążenia szybowca R, odpowiadający najmniejszej prędkości opadania przy danym kącie przechylenia i odpowiadającej mu prędkości lotu.



Rys. 56. Biegunowa krążenia szybowca

Z drugiej strony wiadomo, że promień krążenia każdy pilot dobiera według intensywności wznoszeń w kominie termicznym, należałoby więc znać rozkład prędkości wznoszeń w funkcji promienia komina R. Przyjmuje się tu na podstawie badań aerologicznych, że ta prędkość wznoszenia w kominie wyraża się jako:

$$w_k = w_{ck} - 0{,}000033 \cdot R^{2,36} \quad [\mathrm{m/s}] \tag{47}$$

gdzie:

w_k — prędkość wznoszenia się powietrza w odległości R od centrum komina w m/s,

w_{ck} — prędkość wznoszenia się powietrza w centrum komina w m/s.

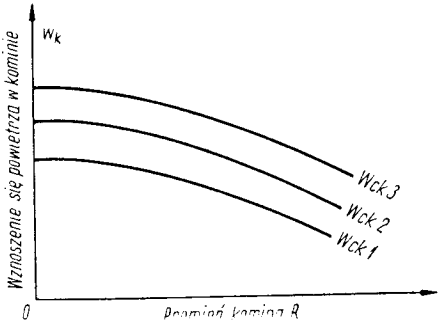
Otóż zakładając kolejno różne wartości w_{ck} otrzymujemy krzywe charakteryzujące prędkości wznoszenia w kominie w funkcji promienia, jak na rysunku 57.

Prędkość wznoszenia się szybowca względem ziemi otrzymamy odejmując prędkość opadania szybowca podczas krążenia odczytaną na biegunowej krążenia dla danego promienia R od prędkości wznoszenia się powietrza w kominie również na tym samym promieniu R

$$w_{w\,szyb} = w_k - w_z \quad [\mathrm{m/s}]$$

Przeprowadzona tu analiza jest istotna dla konstruktora, który może uzależnić na jej podstawie promień krążenia R oraz prędkość wznoszenia się szybowca w_w w kominie od parametrów konstrukcyjnych szybowca i parametrów komina

termicznego oraz tak dobrać te parametry konstrukcyjne, aby właściwości szybowca w krążeniu były jak najlepsze.



Rys. 57. Rozkład prędkości wznoszenia się powietrza w kominie termicznym w_k w funkcji promienia komina R dla różnych prędkości wznoszenia się powietrza w_{ck} w centrum komina

Jak wiadomo z doświadczenia, piloci ustalają promień krążenia w kominie R i kąt przechylenia szybowca φ takie, aby uzyskać jak największe wznoszenie.

Rozdział 9

OBCIĄŻENIA SZYBOWCA

Obciążenia, którym poddany jest szybowiec można podzielić na obciążenia występujące w czasie lotu oraz na obciążenia w czasie ruchu na ziemi. Znajomość tych obciążeń jest niezbędnym warunkiem właściwego zaprojektowania szybowca i zapewnienia odpowiedniej wytrzymałości jego konstrukcji.

Rodzaj i wartość sił występujących w różnych stanach lotu i w czasie eksploatacji na ziemi określają w każdym kraju tzw. przepisy budowy, które oparte są na obliczeniach teoretycznych i doświadczeniach zebranych w czasie użytkowania sprzętu. W rozdziale tym omówiono obciążenia szybowców w oparciu o aktualny polski projekt przepisów budowy szybowców.

Miarą obciążenia szybowca w locie jest tzw. „współczynnik obciążenia" n.

$$n = \frac{P_z}{Q} \tag{48}$$

Wyraża on stosunek siły nośnej do ciężaru szybowca w locie. W locie poziomym, gdy ciężar Q równoważy siłę nośną, $n = \frac{P_z}{Q} = 1$, natomiast np. w zakręcie, gdzie zachodzi zależność między siłami P_z i Q

$$P_z \cdot \cos\varphi = Q$$

współczynnik obciążenia

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{Q}{Q \cdot \cos\varphi} = \frac{1}{\cos\varphi} > 1$$

jest większy od jedności dla każdej wartości kąta przechylenia φ.

Wszystkie ruchy krzywoliniowe, takie jak zakręt, wyrwanie z lotu nurkowego czy korkociąg, dają współczynnik n większy od jedności. W czasie lotu szybowca rozpatrywane są następujące główne przypadki obciążeń: 1) obciążenia od wyrwania, 2) obciążenia od lotu w burzliwej atmosferze, 3) obciążenia od brutalnego sterowania.

Obciążenia od wyrwania

Obejmują one obciążenia szybowca w całym zakresie prędkości od lotu nurkowego do lotu na maksymalnym kącie natarcia zarówno dodatnim — w locie normalnym, jak i ujemnym — w locie na plecach.

Dla każdej konfiguracji lotu obciążenie szybowca możemy wyrazić przez współczynnik obciążenia $n = \frac{P_z}{Q}$, a każdej wartości współczynnika n odpowiada określona wartość prędkości v. Spośród wszystkich występujących przypadków obciążeń szybowca w locie wybrano pięć najbardziej charakterystycznych i oznaczono je literami A, B, C, D, E. Dla każdego z tych przypadków określono współczynniki n i odpowiadające im prędkości lotu v; zależności te przedstawia się na wykresie $n = f(v)$, który nazwano „obwiednią wyrwania" szybowca. Dla przykładu podamy, że punkt A odpowiada lotowi szybowca na $c_{z\max}$, przy czym współczynnik obciążenia wynosi wtedy $n_A = n_{\max}$.

Prędkość lotu v dla tego przypadku możemy wyznaczyć z równania (48)

$$n_A = \frac{P_{z\max}}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v_A^2 \cdot c_{z\max}}{Q}$$

a stąd

$$v_A = \sqrt{\frac{2Q \cdot n_A}{\varrho \cdot S \cdot c_{z\,max}}} = v_p \cdot \sqrt{n_A} \tag{49}$$

gdzie: $v_p = \sqrt{\frac{2Q}{\varrho \cdot S \cdot c_{z\,max}}}$ — najmniejsza prędkość lotu szybowca.

Punkt E — odpowiada lotowi na $c_{z\,min}$ (na plecach),

Punkt C — odpowiada lotowi nurkowemu z prędkością v_{max}, gdy współczynnik $c_z = 0$.

Odpowiadające poszczególnym punktom współczynniki obciążenia n podano w tablicy 3.

Szybowce podzielono na kategorie według obciążeń, na jakie są narażone w czasie eksploatacji (tablica 2). Każda z kategorii zawiera odpowiednie wartości współczynników obciążenia n charakteryzujących poszczególne stany lotu (tabl. 3).

Tablica 2

Kategorie i klasy szybowców

Kategoria obciążeniowa szybowców	1 słabo obciążone		2 średnio obciążone	3 silnie obciążone	4 specjalne
Klasa szybowców	I szkolne	II treningowe	III wyczynowe	IV akrobacyjne	V specjalne

Tablica 3

Współczynniki obciążenia „obwiedni wyrwania"

Współczynnik obciążenia \ Kategoria obciążeniowa		1	2	3	4
n_A		4,5	6,0	7,0	3,0
n_B		3,5	4,0	5,0	3,0
n_C		0	0	0	0
n_D		−1,0	−2,0	−3,0	—
n_E		−2,0	−3,0	−4,0	—
Lot na klapach wyporowych	na odcinku $K_2 - K_1$ n_k	2,25	3,0	3,5	2,0
	na odcinku $P_k - K$ n	1,0	1,0	1,0	1,0

Prędkości charakterystyczne obwiedni wyrwania dla wszystkich kategorii szybowców zestawiono w tablicy 4.

Tablica 4

Charakterystyczne prędkości krzywej wyrwania

Prędkość \ Kategoria obciążeniowa	1	2	3	4
v_{max} (m/s) nie może być mniejsza od największej spośród podanych wartości	3,0 v_p	4,0 v_p	5,5 v_p	3,0 v_p
	$v_{opt}+25$	$v_{opt}+40$	$v_{opt}+50$	—
	0,4 v_{gr}	0,4 v_{gr}	0,6 v_{gr}	—
v_k (m/s) nie może być mniejsza od największej spośród podanych wartości	2,2 v_{pk}	2,5 v_{pk}	2,5 v_{pk}	—
	1,5 v_p	1,7 v_p	1,7 v_p	—
v_h (m/s)	0,6 v_{max}	0,7 v_{max}	0,75 v_{max}	0,6 v_{max}
$v_A = v_p < n_A$	2,12 v_p	2,45 v_p	2,64 v_p	1,75 v_p
$v_E = v_p < n_E$	1,41 v_p	1,73 v_p	2,0 v_p	—
$v_B = v_c = v_D = v_{max}$				

gdzie:

v_{max} — największa dopuszczalna prędkość lotu szybowca w konfiguracji przelotowej (m/s),

v_{opt} — prędkość optymalna (m/s),

v_k — największa dopuszczalna prędkość lotu szybowca z wychylonymi klapami wyporowymi (m/s),

v_h — największa prędkość lotu, przy której wolno jeszcze pilotowi uruchamiać hamulce w sposób gwałtowny (m/s),

v_A — prędkość lotu w punkcie A krzywej wyrwania (m/s),

v_B — prędkość lotu w punkcie B krzywej wyrwania (m/s)

v_C — prędkość lotu w punkcie C krzywej wyrwania (m/s),

v_D — prędkość lotu w punkcie D krzywej wyrwania (m/s),

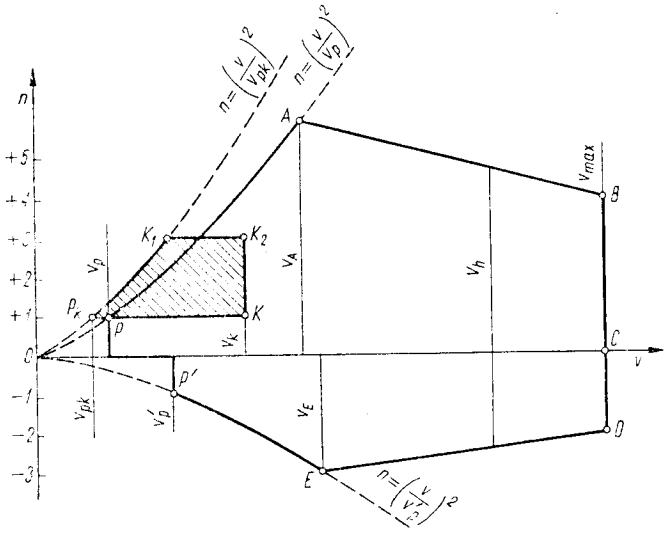
v_E — prędkość lotu w punkcie E krzywej wyrwania (m/s),

$v_p = 4\sqrt{\frac{Q}{S}\frac{1}{c_{z\,max}}}$ — prędkość przeciągnięcia, najmniejsza (m/s),

$v_p = 4\sqrt{\frac{Q}{S}\frac{1}{c_{z\,min}}}$ — prędkość przeciągnięcia, w locie odwróconym (m/s),

v_{pk} — prędkość przeciągnięcia podczas lotu z wysuniętymi klapami wyporowymi (m/s).

Dla tak określonych wartości współczynników obciążeń i odpowiadających im prędkości rysujemy obwiednię wyrwania (rys. 58). Na krzywej tej linie *AB*, *BD*, *DE* są prostymi, krzywe



Rys. 58. Obwiednia wyrwania szybowca

PA i *PE* są parabolami określonymi równaniami: $n = \left(\frac{v}{v_p}\right)^2$ na odcinku *PA* (przeciągnięcie na dodatnim kącie natarcia) i $n = \left(\frac{v}{v_p}\right)^2$ na odcinku *PE* (przeciągnięcie na ujemnym kącie natarcia), natomiast stan lotu przy $c_{z\max}$ z wychylonymi klapami określa odcinek P_kK_1 według równania: $n = \left(\frac{v}{v_{pk}}\right)^2$.

Obciążenia podczas lotu w burzliwej atmosferze

Tak określono obciążenia występujące na skutek pionowych podmuchów powietrza w atmosferze. Otóż wiadomo, że wskutek podmuchu o prędkości pionowej w do góry następuje przyrost kąta natarcia o $\Delta\alpha = \frac{w}{v}$, a przy podmuchu w dół

zmniejszenie kąta natarcia o $\Delta\alpha$. Zmienia się wówczas również współczynnik obciążenia i wynosi odpowiednio:

$$n = \frac{P_z + \Delta P_z}{Q} = 1 + \frac{P_z}{Q} \tag{50}$$

Wyrażając:

$$\Delta P_z = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot \frac{dc_z}{d\alpha} v^2 \cdot \frac{w}{v} \cdot \eta \tag{51}$$

i wstawiając do wzoru (50) mamy:

$$n = 1 + \frac{\varrho \cdot S \cdot \frac{dc_z}{d} \cdot v \cdot w \cdot \eta}{2Q} \tag{52}$$

gdzie η — tzw. „współczynnik złagodzenia podmuchu" (przyjmujemy, że podmuch narasta liniowo aż do wartości w).

Ze wzoru (52) widzimy, że współczynnik obciążenia od podmuchu do góry jest większy od 1 i jest tym większy, im silniejszy jest podmuch i większa prędkość lotu.

Podmuchy występujące w atmosferze podzielono na:

1) podmuchy słabe, których prędkość pionowa $w = \pm 4$ m/s, występujące w tzw. „atmosferze spokojnej",
2) podmuchy zwykłe o prędkości $w = \pm 10$ m/s, występujące w atmosferze burzliwej,
3) podmuchy silne o prędkości $w = \pm 30$ m/s występujące w atmosferze bardzo burzliwej (w chmurach lub rotorach).

Wymaga się, aby konstrukcja szybowca była zdolna do przeniesienia obciążeń od podmuchów słabych przy prędkości lotu v_{max}, natomiast od podmuchów zwykłych i silnych przy tzw. „prędkości lotu w burzliwej atmosferze v_b", którą określa się następująco:

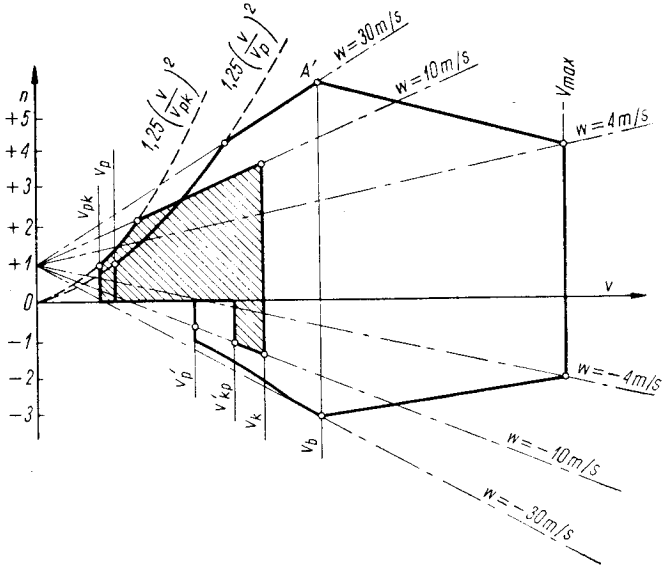
$$v_b \text{ musi być większe spośród dwóch wartości: } \left\{ \begin{array}{l} 2{,}3\, v_p \\ 0{,}23\, v_{gr} \end{array} \right.$$

gdzie:

$$v_{gr} = 4 \frac{Q}{S} \frac{1}{c_{r\,min}}$$

$c_{r\,min}$ — minimalny współczynnik wypadkowej siły aerodynamicznej.

Korzystając z wzoru (52) możemy zrobić wykres współczynnika obciążenia n od podmuchów w funkcji prędkości lotu dla stałych prędkości pionowych w. Taki wykres przedstawiono na rysunku 59. Krzywą $n = f(v)$ dla podmuchów nazwano „obwiednią podmuchów". Obrazuje ona wszystkie dopuszczalne obciążenia szybowca od podmuchów. Ponieważ działanie



Rys. 59. Obwiednia podmuchów szybowca

podmuchów jest dynamiczne, istnieje możliwość przekroczenia współczynnika $c_{z\max}$ na skrzydle o 25%, dlatego krzywe, które ograniczają zakres obciążeń przy $c_{z\max}$ oblicza się według wzorów:

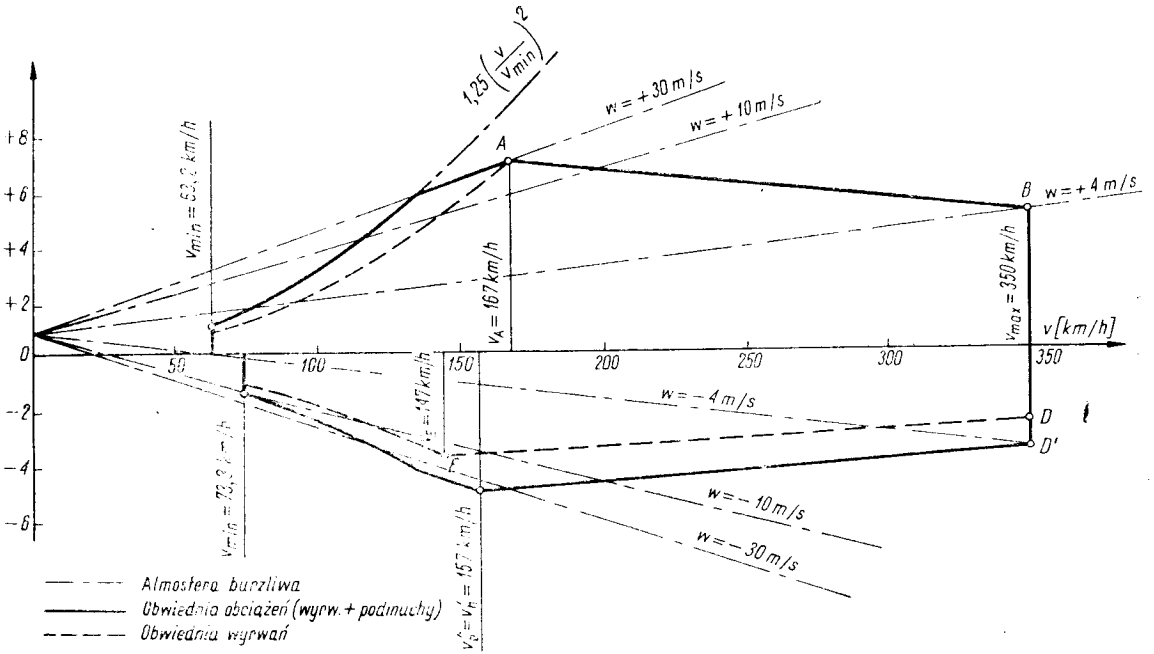
$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_p}\right)^2 \quad \text{dla podmuchów dodatnich,}$$

$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_p}\right)^2 \quad \text{dla podmuchów ujemnych}$$

$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_{pk}}\right)^2 \quad \text{dla podmuchów dodatnich podczas lotu na klapach,}$$

$$n = 1{,}25\left(\frac{v}{v_{pk}}\right)^2 \quad \text{dla podmuchów ujemnych podczas lotu na klapach.}$$

Jeżeli zestawimy ze sobą wykresy „obwiedni wyrwania" i „obwiedni podmuchów" na jednym rysunku, to może oka-



Rys. 60. Wypadkowa krzywa wyrwania $n = f(v)$ szybowca „Kobuz"

zać się, że albo obwiednia podmuchów mieści się całkowicie wewnątrz obwiedni wyrwania i wówczas miarodajna dla określenia obciążeń szybowca jest obwiednia wyrwania, albo obwiednia podmuchów wychodzi poza zarys obwiedni wyrwania i wówczas miarodajna dla określenia obciążeń jest krzywa złożona z odcinków obydwu tych obwiedni leżących na zewnątrz. Dla przykładu na rysunku 60 pokazano wypadkową krzywą obciążeń szybowca „Kobuz", która przedstawia nam obraz obciążeń, jakie mogą działać na szybowiec w locie.

W przypadku szybowców ze względu na dodatkowe obciążenia, jakie występują podczas holowania, pochodzące od siły ciągu linki holowniczej oblicza się również obwiednię podmuchów w locie holowanym i do zilustrowania obciążeń wypadkowych nakłada się wówczas na siebie trzy krzywe, tzn. dwie jak poprzednio plus obwiednia podmuchów w locie holowanym (szczegółowe omówienie jej mogą znaleźć zainteresowani czytelnicy w przepisach budowy szybowców).

Krzywą wyrwania można również przedstawić w układzie współrzędnych $n = f(c_z)$. Mając krzywą $n = f(v)$ w sposób bardzo prosty możemy przejść na krzywą $n = f(c_z)$ na podstawie znanego już nam wzoru:

$$n = \frac{P_z}{Q} = \frac{\frac{1}{2}\varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot c_z}{Q} \tag{53}$$

stąd:

$$c_z = \frac{2n \cdot Q}{\varrho \cdot S \cdot v^2} \tag{54}$$

Jednak wygodniej jest posługiwać się krzywą $n = f(v)$, a współczynniki c_z wyznaczyć na podstawie wzoru (54).

Obciążenia od brutalnego sterowania

Przez brutalne sterowania określa się szybkie wychylenia sterów szybowca oraz takich mechanizmów, jak klapy i hamulce aerodynamiczne na dużej prędkości lotu.

Obciążenia poszczególnych elementów szybowca wywołane brutalnym sterowaniem oblicza się przy określonym w „przepisach budowy szybowców" założeniu współczynnika obciążenia n i prędkości v, na której to zachodzi. Dla przykładu podamy, że obciążenie skrzydeł wywołane brutalnym wychyleniem lotek oblicza się dla współczynnika $n = \frac{n_A}{2}$ i $n = \frac{n_E}{2}$ i prędkości $v = v_A$.

Ponadto w przypadku szybowców oblicza się obciążenia od holowania, przy czym rozróżniamy tu: loty holowane za samolotem, za wyciągarką i start z lin gumowych.

Bardzo istotne i wymiarujące podwozie i kadłub szybowca są jego obciążenia podczas lądowania, przy czym rozpatruje się kilka możliwych przypadków lądowania zarówno symetrycznych, jak i asymetrycznych.

Obciążenia na ziemi

Do obciążeń szybowca na ziemi zaliczamy obciążenia wynikające z nieumiejętnej obsługi, z transportu czy kotwiczenia. Należy tu przede wszystkim zapewnić właściwą wytrzymałość końcówek skrzydeł i usterzeń ze względu na nieprzewidziane chwytanie ich ręką.

Współczynniki

Omówione przez nas obciążenia szybowca były to tzw. „obciążenia dopuszczalne", które nie mogą wywoływać trwałych odkształceń konstrukcji, a współczynnik $n = \frac{P_z}{Q}$ nazwano „współczynnikiem obciążeń dopuszczalnych".

Obciążenia, przy których następuje zniszczenie konstrukcji, nosi nazwę „obciążeń niszczących". Oczywiste jest, że obciążenia niszczące są wyższe od dopuszczalnych. Współczynnik, który mówi nam, ile razy obciążenie niszczące jest większe od dopuszczalnego, nosi nazwę współczynnika bezpieczeństwa v i wyraża się zależnością:

$$v = \frac{\text{obciążenie niszczące}}{\text{obciążenie dopuszczalne}}$$

lub jeśli współczynnik obciążenia niszczącego oznaczymy jako

$$v = \frac{m}{n}$$

stąd:

$$m = v \cdot n \tag{55}$$

Obliczenie konstrukcji przeprowadza się dla obciążeń niszczących, co oznacza, że szybowiec może ulec zniszczeniu dopiero wówczas, gdy obciążenia będą v razy większe od dopuszczalnych w trakcie użytkowania. Najprostszym więc

sposobem podwyższenia obciążeń niszczących byłoby zastosowanie wyższego współczynnika ν, czego niestety uczynić nie możemy, gdyż powoduje to wzrost ciężaru konstrukcji, a więc ograniczenie osiągów. Współczynnik bezpieczeństwa ν dla większości elementów szybowca przyjmuje się w granicach $\nu = 1{,}5 \div 2{,}0$, przy czym dla części konstrukcji specjalnie ważnych, jak okucia skrzydłowe, przyjmuje się wartości wyższe niż dla pozostałych mniej odpowiedzialnych elementów.

Obciążenie poniżej dopuszczalnych określonych współczynnikiem n szybowiec wytrzymuje bez żadnych odkształceń, natomiast po przekroczeniu obciążeń dopuszczalnych poszczególne elementy szybowca ulegną trwałym odkształceniom, co z kolei wywierać będzie niekorzystny wpływ na właściwości lotne szybowca. Lot oczywiście będzie jeszcze możliwy, aż do momentu gdy obciążenia przekroczą niszczące, które spowodują zniszczenie szybowca np. przez złamanie skrzydła lub usterzenia, czy też ukręcenie się kadłuba.

Obciążenia poszczególnych elementów szybowca

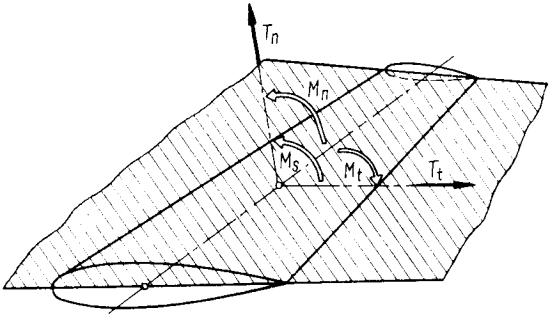
Szybowiec składa się z takich zasadniczych zespołów konstrukcyjnych, jak: skrzydło, kadłub, usterzenie, zespoły napędowe, kabina pilota wraz z całym wyposażeniem oraz urządzenie do lądowania. Każdy z tych zespołów ma do spełnienia określone zadanie i poddany jest różnego rodzaju obciążeniom. Konstrukcja poszczególnych elementów musi przenosić te obciążenia przy zachowaniu wymaganego współczynnika bezpieczeństwa ν. Zadaniem konstruktora jest zapewnienie odpowiedniej wytrzymałości przy jednoczesnym zachowaniu lekkości konstrukcji. Omówimy teraz kolejno obciążenia, jakim poddane są główne zespoły szybowca.

Obciążenia skrzydła

Na obciążenie skrzydła składają się: siły aerodynamiczne i siły bezwładności pochodzące od masy skrzydła. Siły te rozłożone są w sposób ciągły wzdłuż rozpiętości. Dla lepszego zilustrowania obciążeń zewnętrznych skrzydła siły ciągłe zastąpimy równoważnymi siłami skupionymi (rys. 61). Z rysunku widać, że skrzydło jest obciążone:

— siłą normalną T_n,
— siłą styczną T_t,
— momentem gnącym normalnym M_n (od siły T_n),
— momentem gnącym w płaszczyźnie stycznej M_t (od siły T_t),
— momentem skręcającym M_s.

Siły i momenty obciążające skrzydło oblicza się dla każdego z charakterystycznych punktów krzywej wyrwania. Ponadto oblicza się obciążenia skrzydła wywołane brutalnym wychy-



Rys. 61. Obciążenie zewnętrzne skrzydła

leniem lotek i nurkowaniem na otwartych hamulcach aerodynamicznych.

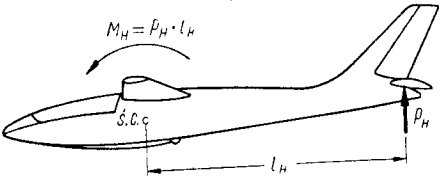
Obciążenia kadłuba

Obciążenia kadłuba szybowca pochodzą od:

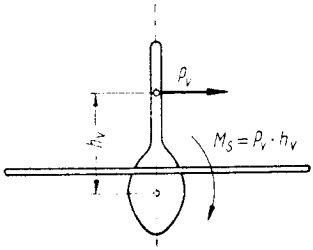
— usterzeń,
— szarpnięć liny holowniczej, wyciągarkowej lub gumowej
— obciążeń w czasie wyrwania,
— reakcji ziemi podczas lądowania i startu,
— brutalnej obsługi na ziemi.

Dla przejrzystości rachunku kadłub dzielimy na część przednią (od noska do środka ciężkości) i tylną.

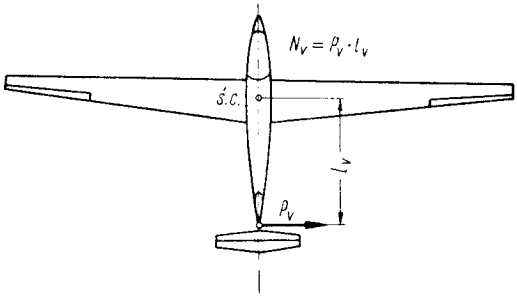
I tak siła na usterzeniu wysokości daje moment zginający kadłub w płaszczyźnie pionowej równy: $M_H = P_H \cdot l_H$ (rys. 62).



Rys. 62. Zginanie kadłuba przez siłę P_H na usterzeniu wysokości



Rys. 63. Zginanie kadłuba w płaszczyźnie poziomej przez siłę P_v na usterzeniu kierunku



Rys. 64. Skręcanie kadłuba przez siłę P_v na usterzeniu kierunku

Siła na usterzeniu kierunku zgina kadłub w płaszczyźnie poziomej momentem $N_v = P_v \cdot l_v$ oraz skręca go momentem $M_S = P_v \cdot h_v$ (rys. 63 i 64). Pozostałych obciążeń nie omawiamy dokładnie.

Obciążenia usterzeń

Obciążenia usterzenia wysokości oblicza się dla następujących stanów lotu:

— brutalne sterowania,
— podmuchy pionowe,
— dla sił równoważących moment skrzydła w punktach *A*, *B*, *C*, *D*, *E* krzywej wyrwania.

Rozpatruje się dwa przypadki brutalnego sterowania:

1) gwałtowne pełne wychylenie steru do góry i do dołu przy prędkości v_A krzywej wyrwania,
2) 1/3 pełnych wychyleń steru w górę i w dół przy prędkości v_{max}.

Obciążenia usterzenia kierunku oblicza się dla przypadków:

— brutalnego sterowania,
— podmuchów poziomych,

przy czym również rozpatruje się dwa przypadki brutalnego sterowania:

— pełne wychylenie steru kierunku przy prędkości v_A,
— 1/3 pełnego wychylenia steru przy prędkości v_{max}.

Obciążenia układu sterowania

Układ sterowania obciążony jest siłami pochodzącymi od:

— sił wywieranych przez pilota w kabinie na urządzenia sterownicze z jednej strony,
— momentów zawiasowych powierzchni sterowych z drugiej strony.

Siły wywierane przez pilota na poszczególne urządzenia sterownicze są ściśle określone w przepisach budowy szybowców.

Obciążenia podwozia

Obciążenia podwozia oblicza się dla danego typu podwozia uwzględniając reakcję ziemi w różnych przypadkach lądowania prawidłowego, symetrycznego oraz asymetrycznego, co również ujęte jest dokładnie w polskich przepisach budowy szybowców.

Czytelników zainteresowanych obciążeniami szybowców w różnych stronach lotu odsyłamy do polskich przepisów budowy szybowców, gdzie znajdą bardzo dokładne i szczegółowe omówienie poruszonego zagadnienia.

Rozdział 10

ZJAWISKA ZWIĄZANE Z PRZEKROCZENIEM DOPUSZCZALNEJ PRĘDKOŚCI

Każdy szybowiec ma ściśle określony przez konstruktora zakres prędkości, od najmniejszej zwanej prędkością minimalną do tzw. „prędkości dopuszczalnej", której nie wolno pilotom przekraczać, gdyż grozi to zniszczeniem konstrukcji. To zniszczenie konstrukcji następuje najczęściej z powodu wystąpienia pewnych zjawisk natury aeroelastycznej, mających miejsce po przekroczeniu prędkości dopuszczalnej.

Ze względu na lekkość, jaką stara się uzyskać konstruktor, szybowiec nie jest konstrukcją sztywną, lecz odkształca się pod wpływem sił działających w czasie lotu i odkształcenia te po przekroczeniu prędkości dopuszczalnej mogą wywołać powstanie takich niebezpiecznych zjawisk, jak:

1) odwrotne działanie (rewers) lotek i usterzeń,
2) ukręcenie się skrzydła, inaczej zwane „rozbieżnością (diwergencją) skrętną skrzydła",
3) flatter, czyli „drgania samowzbudne",
4) trzepotanie usterzeń („buffeting).

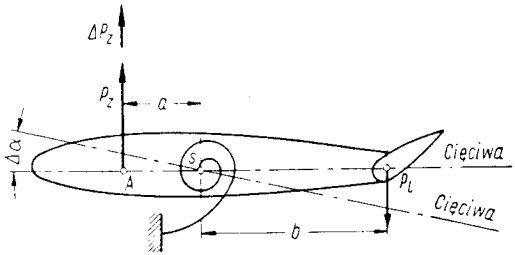
Rozpatrzymy je kolejno.

Odwrotne działanie lotek i sterów

Zjawisko odwrotnego działania omówimy na przykładzie lotek, gdyż tam najczęściej się z nim spotykamy.

W dotychczasowych rozważaniach zawsze rozpatrywaliśmy szybowiec jako sztywny, tzn. przyjmowaliśmy, że nie odkształca się on w całym zakresie prędkości. W rzeczywistości tak nie jest i każdy pilot może stwierdzić, że ugięcie końcówki skrzydła przy pewnych prędkościach wynosi ponad 1 m zarówno do góry, jak i do dołu. Oczywiste jest, że tak duża odkształcalność zmienia położenie poszczególnych elementów szybowca względem kierunku lotu i zakłóca opływ aerodynamiczny. Stopień odkształcalności szybowca charakteryzuje nam tzw. „sztywność konstrukcji", przy czym rozróżniamy sztywność giętną, która mówi nam o ugięciu elementu konstrukcji pod wpływem momentu gnącego oraz sztywność skrętną, która określa nam kąt skręcania elementów konstrukcyjnych wywołany momentem skręcającym.

Wyobraźmy sobie skrzydło z lotką (lub statecznik ze sterem) (rys. 65) wychyloną do góry. Na rysunku sprężyna charakteryzuje nam sztywność skrzydła na skręcanie. Punkt przyczepienia tej sprężyny na profilu znajduje się w punkcie *S*, który



Rys. 65. Odwrotne działanie lotek

nazywamy środkiem skręceń. Względem tego punktu następuje skręcenie się profilu. Środek skręceń na skrzydle znajduje się zwykle za środkiem aerodynamicznym, w którym przyłożona jest siła aerodynamiczna.

Otóż lotka wychylona do góry powoduje powstanie na niej siły P_l skierowanej do dołu. Siła ta względem środka skręceń S daje moment skręcający skrzydło o wartości: $M_s = P_l \cdot b$, który powoduje zwiększenie kąta natarcia skrzydła o $\Delta\alpha$. To z kolei pociąga za sobą przyrost siły nośnej na skrzydle o wielkość ΔP_z skierowany do góry. Jeśli skrzydło jest sztywne na skręcanie, to oczywiście to skręcenie od wychylenia lotki będzie małe, natomiast w przypadku małej sztywności skrętnej skrzydła będzie ono duże i kąt $\Delta\alpha$ będzie duży. Okazuje się, że przy małej sztywności skrętnej lub przy dużej prędkości lotu przyrost siły ΔP_z (skierowany w górę) może być większy od siły P_l i wówczas wypadkowa siła będzie skierowana do góry, czyli przeciwnie niż należało się spodziewać wychylając lotkę do góry. Działanie lotki będzie więc przeciwne niż zamierzone przez pilota. Prędkość lotu, przy której zachodzi to zjawisko, nazwano „prędkością krytyczną odwrotnego działania lotek" (sterów).

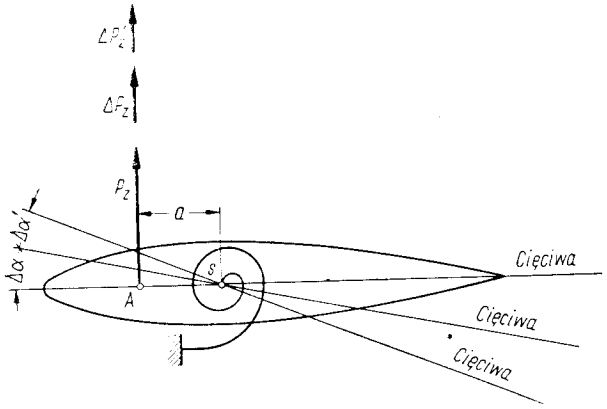
Oczywiście, zjawisko to zależy od prędkości lotu, gdyż moment $M_s = P_l \cdot b$ zależy od prędkości lotu do kwadratu. Zjawisko takie zachodzi również w przypadku wychylania steru wysokości i kierunku, gdyż stateczniki również mają ograniczoną sztywność skrętną, a ponadto ugięcie kadłuba przy dużych prędkościach powoduje zmianę kątów natarcia usterzenia, która prowadzi do odwrotnego działania usterzeń.

Ukręcenie się skrzydła (rozbieżność skrętna skrzydła)

Rozpatrzymy podobnie jak w poprzednim przypadku profil skrzydła, w którym sztywność skrętną skrzydła obrazuje nam sprężyna zaczepiona w środku skręceń S (rys. 66). Ponieważ środek aerodynamiczny na profilu nie pokrywa się ze środkiem skręceń, więc siła P_z względem punktu S daje moment skręcający o wartości $M_s = P_z \cdot a$. Jeżeli teraz pilot zwiększy kąt natarcia skrzydła o wielkości $\Delta\alpha$, to siła nośna na skrzydle wzrośnie o ΔP_z, a moment tej siły względem punktu S wzrośnie o wartość: $\Delta M_s = \Delta P_z \cdot a$.

Jeżeli sztywność skrzydła na skręcanie jest odpowiednio duża, to oczywiście nastąpi w tym stanie równowaga. Ponieważ skrzydło jest odkształcone, to ten zwiększony moment wywoła skręcenie skrzydła o kąt $\Delta\alpha'$, który z kolei wpłynie na zwiększenie siły nośnej o wartość $\Delta P_z'$. Siła ta spowoduje dalszy wzrost

momentu o $\Delta M'_S = \Delta P'_z \cdot a$, co da znów kolejny wzrost skręcenia skrzydła o kąt $\Delta\alpha''$, czyli powiększy kąt natarcia skrzydła itd., aż do ukręcenia się skrzydła.



Rys. 66. Rozbieżność skrętna skrzydła (ukręcenie się skrzydła)

Jeżeli sztywność skrzydła jest duża, to oczywiście ustali się równowaga, gdyż przyrosty momentu od sprężyny (która symbolizuje nam sztywność skrętną skrzydła) będą większe i przeciwne niż przyrosty momentu od siły aerodynamicznej. Zwrócić jednak należy uwagę, że moment od siły aerodynamicznej zależy od kwadratu prędkości, więc przy dostatecznie dużej prędkości każde skrzydło okaże się za mało sztywne i moment od siły aerodynamicznej będzie większy niż moment od przeciwdziałających mu sił sprężystych. Prędkość, przy której to nastąpi, nazwano „krytyczną prędkością rozbieżności skrętnej skrzydła".

Identyczne zjawisko może wystąpić również na usterzeniu i mamy wówczas do czynienia z „rozbieżnością skrętną usterzeń".

Flatter

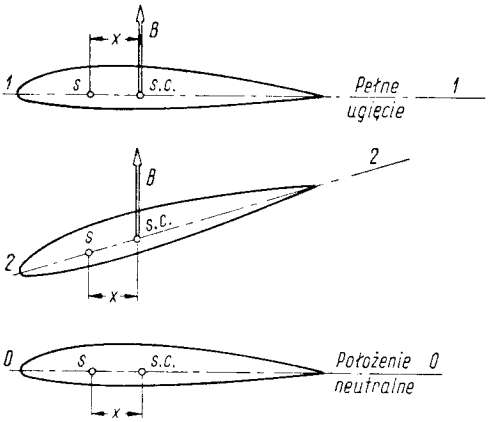
Omówione powyżej zjawiska aeroelastyczne miały charakter statyczny, jednak odkształcalność poszczególnych elementów szybowca jest również przyczyną występowania różnego rodzaju drgań konstrukcji. Drgania wywołane jakimś chwilowym impulsem zazwyczaj wskutek tłumienia konstrukcji i oddziaływania ośrodka zanikają. Czasami jednak zdarza się, że konstrukcja może znaleźć się w polu działania sił, które

zamiast tłumić wzmagają drgania, a te z kolei mogą spowodować nawet zniszczenie konstrukcji.

Typowym przykładem takich niebezpiecznych narastających drgań są samowzbudne drgania wywołane siłami aerodynamicznymi, zwane „flatterem". Drgania te mogą mieć różne postacie i dotyczyć różnych elementów konstrukcji, przy czym możliwe są drgania jednego elementu, jak i kilku jednocześnie.

Drgania typu flatter pojawiły się na samolotach i szybowcach, gdy zaczęto osiągać coraz większe prędkości lotów przy jednoczesnym zachowaniu lekkości konstrukcji, co przy spełnieniu wymagań wytrzymałościowych nie zapewniało dostatecznej sztywności. Postaramy się wyjaśnić mechanizm powstawania flatteru dla przypadku drgań giętno-skrętnych skrzydła.

Na skrzydle, a więc i na profilu środek ciężkości położony jest w odległości x za środkiem skręceń (rys. 67). Przypuśćmy,

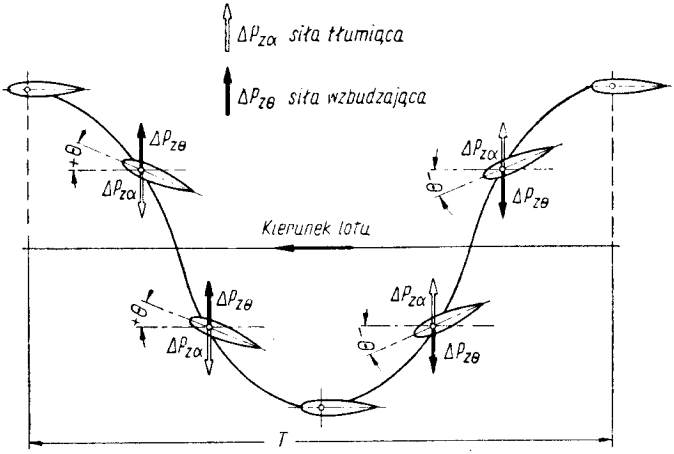


Rys. 67. Drgania giętno-skrętne profilu

że wskutek chwilowego impulsu (np. podmuchu) skrzydło zostało wychylone z położenia równowagi *0—0* do położenia *1—1*. Z chwilą ustania impulsu skrzydło pod wpływem wewnętrznych sił sprężystych będzie chciało powrócić do poprzedniego położenia, pojawi się wówczas siła bezwładności B przyłożona w środku ciężkości, skierowana przeciwnie do kierunku ruchu, która działając na ramieniu x skręca skrzydło, przy czym skręcenie jest tego rodzaju, że gdy skrzydło opada w dół, to jednocześnie skręca się opuszczając nos, i przeciwnie, gdy ugina się do góry, to skręca się zadzierając nosek do góry (pokazano to w położeniu pośrednim skrzydła *2—2* na rys. 67).

Wykreślając kolejne położenia skrzydła w czasie pełnego okresu T ruchu drgającego dostaniemy obraz jak na rysunku

68. Z rysunku tego widać, że skręcenie skrzydła o kąt Θ, wywołane momentem od siły bezwładności, zmieni kąt natarcia skrzydła o tę samą wartość, a więc wywoła zmianę siły nośnej na skrzydle o wielkości $\Delta P_{z\Theta}$. Siła ta skierowana jest zawsze w kierunku ruchu skrzydła, będzie więc ona wzmagała drgania skrzydła, tzn. będzie siłą wzbudzającą drgania.



Rys. 68. Drgania giętno-skrętne skrzydła w locie z prędkością v

Jednocześnie wskutek istnienia prędkości w w kierunku prostopadłym do kierunku prędkości lotu ulega zmianie kąt natarcia o wielkości $\Delta\alpha = \frac{w}{v}$, a więc i siła aerodynamiczna o wielkość $\Delta P_{z\alpha}$. Kierunek działania tej siły jest przeciwny do kierunku prędkości w, czyli przeciwny do giętnych przemieszczeń skrzydła. Wynika to stąd, że jak już omawialiśmy wielokrotnie, na skrzydle idącym do dołu kąt natarcia wzrasta o wielkość $\Delta\alpha$, a więc siła nośna wzrasta o $\Delta P_{z\alpha}$ i skierowana jest do góry, a odwrotne zjawisko zachodzi dla skrzydła idącego w górę. Ta siła $\Delta P_{z\alpha}$ ma więc kierunek przeciwny do poprzednio omówionej $\Delta P_{z\Theta}$, jest więc siłą tłumiącą drgania — sprzeciwia się ruchowi drgającemu skrzydła.

Zależnie od wzajemnego stosunku tych dwóch sił drgania szybowca będą albo tłumione, gdy $\Delta P_{z\alpha} > P_{z\Theta}$, albo będą się wzmagały, gdy $\Delta P_{z\Theta} > \Delta P_{z\alpha}$.

Aby wiedzieć, z jakimi przypadkami mamy do czynienia, musimy określić, od czego zależą wielkości sił wzbudzających i tłumiących.

Siła:

$$\Delta P_{z\Theta} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot \Delta c_{z\Theta}$$

ale współczynnik $\Delta c_z = a \cdot \Delta\alpha$, gdyż przyjmujemy, że współczynnik siły nośnej c_z zmienia się liniowo od kąta natarcia. W naszym przypadku tym przyrostem $\Delta\alpha$ jest kąt skręcenia Θ, a więc siła pobudzająca:

$$\Delta P_{z\alpha} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot a \cdot \Theta \tag{56}$$

zależy od kwadratu prędkości lotu.

Z kolei siła tłumiąca

$$\Delta P_{z\alpha} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot \Delta c_{z\alpha} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot v^2 \cdot a \cdot \Delta\alpha$$

ale

$$\Delta\alpha = \frac{w}{v}$$

więc po wstawieniu do powyższego wzoru i uproszczeniu przez v otrzymamy:

$$\Delta P_{z\alpha} = \frac{1}{2} \varrho \cdot S \cdot a \cdot w \cdot v \tag{57}$$

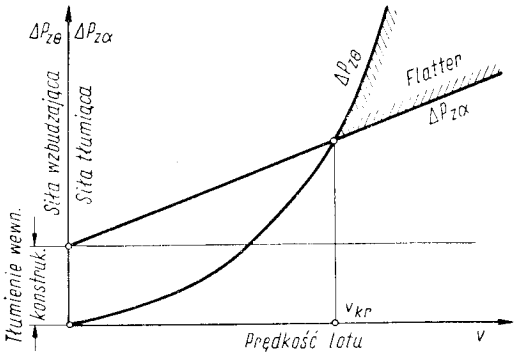
Widać stąd, że siła tłumiąca jest zależna od prędkości lotu w pierwszej potędze.

Jeżeli sporządzimy wykres zależności obydwu tych sił w funkcji prędkości lotu, to będzie on miał taki charakter, jak na rysunku 69. Z wykresu tego widać, że do pewnej prędkości lotu $v = v_{kr}$ siły tłumiące są większe od sił wzbudzających drgania, a więc w tym zakresie prędkości drgania skrzydła są zanikające i powstanie drgań typu flatterowego jest niemożliwe. Przy lotach powyżej $v > v_{kr}$ siły wzbudzające drgania przewyższają siły tłumiące, a więc drgania będą się wzmagały doprowadzając do zniszczenia konstrukcji.

Prędkość, przy której siły wzbudzające są równe siłom tłumiącym, nosi nazwę „prędkości krytycznej flatteru", a opi-

sane wyżej zjawisko nazywamy drganiami samowzbudnymi lub „flatterem szybowca".

Drugim często występującym typem flatteru szybowca jest tzw. flatter giętno-lotkowy skrzydła. W tym przypadku podobny efekt do skręcenia skrzydła mogą wywołać niewyważone masowo lotki, które pod wpływem sił bezwładności wychylają się przeciwnie do kierunku skrzydła.



Rys. 69. Wpływ prędkości lotu v na siły wzbudzające i tłumiące flatter

Opisane dla skrzydła zjawisko flatteru może wystąpić również i na usterzeniach.

Znając czynniki wpływające na prędkość krytyczną flatteru możemy stosować pewne środki zapobiegające mu. Będą to przede wszystkim czynniki wpływające na zmniejszenie siły pobudzającej drgania, a więc oznaczonej u nas przez $\Delta P_{z\theta}$.

Najważniejsze spośród nich są:

— odpowiednio duża sztywność skrzydła lub usterzeń na skręcanie,

— przesunięcie środka ciężkości skrzydła lub usterzeń jak najbliżej osi skrętnej, gdyż wówczas zmniejszając ramię x siły $\Delta P_{z\theta}$, zmniejszamy jej moment skręcający, a więc i kąt skręcenia skrzydła Θ,

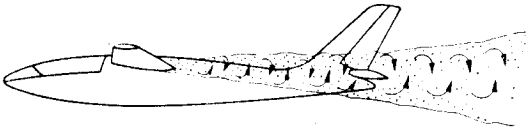
— w przypadku flatteru lotkowego: wyważenie masowe lotek; daje ono jak wiadomo przesunięcie środka ciężkości lotki aż do pokrycia się z osią zawiasów, wówczas siły bezwładności lotki nie dają momentu względem osi obrotu lotki, więc lotka nie wychyla się niezależnie od skrzydła w czasie drgań.

Oczywiście, przy bardzo dużej prędkości lotu zawsze wystąpi flatter (patrz rys. 69), jednak stosując te środki zaradcze staramy się przesunąć zjawiska flatteru poza zakres przewidzianych dla danego typu szybowca prędkości lotu.

Czasami pomimo wszystko nie udaje się prędkości krytycznej flatteru uczynić dostatecznie dużą i wtedy ona ogranicza nam dopuszczalną prędkość lotu. Flatter jest najbardziej niebezpiecznym rodzajem drgań występujących na szybowcu, gdyż od chwili ich pojawienia się do chwili zniszczenia konstrukcji upływa zaledwie kilka sekund, dlatego też w przypadku zauważenia przez pilota podczas lotu z dużą prędkością drgań, które zanikają powoli lub wcale nie zanikają, należy zdecydowanie zmniejszyć prędkość lotu, gdyż w przypadku gdy amplitudy bardzo wzrosną, najczęściej nie można już przeciwdziałać drganiom.

Trzepotanie usterzeń (buffeting)

Oprócz drgań samowzbudnych spotkać się można czasami na usterzeniu z drganiami wymuszonymi, zwanymi „trzepotaniem (buffeting) usterzeń". Powstają one wówczas, gdy usterzenie znajduje się w zaburzonym strumieniu wywołanym oderwaniem się strug na powierzchni skrzydła lub przy przejściu skrzydło-kadłub (rys. 70). Jeżeli częstość tego zaburzonego



Rys. 70. Trzepotanie (buffeting) usterzeń

strumienia będzie równa częstości drgań usterzenia, to może nastąpić zjawisko rezonansu prowadzące do zniszczenia usterzenia. Drgania tego typu nie są jednak tak niebezpieczne jak flatter, lecz są nieprzyjemne dla pilota i utrudniają pilotaż. Zapobiega się im przez staranne opracowanie przejścia skrzydła w kadłub, lecz najskuteczniejszą metodą jest umieszczenie usterzenia poza obszarem zaburzonego strumienia. Z tego względu między innymi stosuje się wysokie umieszczenie usterzenia wysokości i układ usterzeń w kształcie litery „T".

Rozdział 11

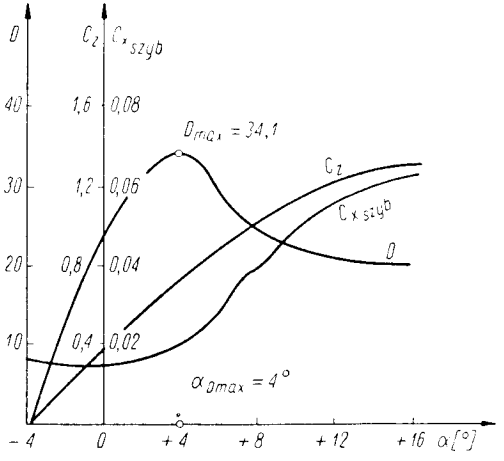
PODWYŻSZANIE DOSKONAŁOŚCI SZYBOWCÓW

Doskonałością szybowca D nazywamy stosunek współczynnika siły nośnej c_z do współczynnika siły oporu c_x i oznaczamy:

$$D = \frac{c_z}{c_x} \tag{58}$$

Wiemy już, że zarówno c_z jak i c_x zależą od kąta natarcia α, a więc doskonałość D będzie się również zmieniała wraz z nimi.

Na rysunku 71 pokazano, jak zmienia się c_z, c_x i doskonaość D w funkcji kąta natarcia α dla szybowca „Zefir".



Rys. 71. Krzywa c_z, c_x, D (doskonałość) w funkcji kąta natarcia szybowca „Zefir"

Dla pilotów często taką krzywą doskonałości sporządza się w funkcji prędkości lotu v i umieszcza się obok biegunowej prędkości $v = f(w)$, co jest o tyle wygodne, że pilot może od razu odczytać z niej, z jaką doskonałością leci na danej prędkości.

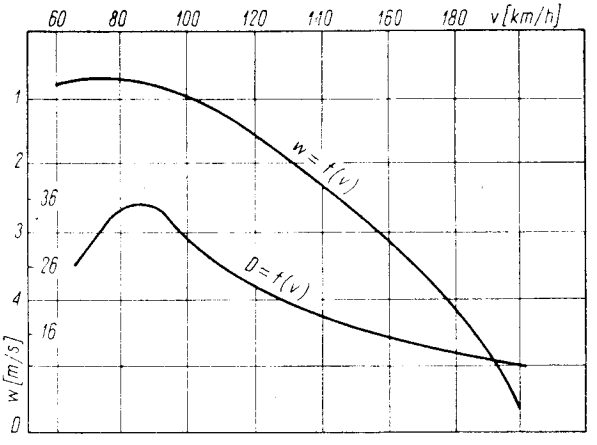
Dla przykładu na rysunku 72 podano taką krzywą dla szybowca „Foka". Na biegunowej prędkości doskonałość D określa nam stosunek prędkości lotu v do prędkości opadania w, gdyż w locie ślizgowym $w = v \cdot \mathrm{tg}\Theta$, gdzie:

Θ — kąt toru lotu szybowca; w locie ślizgowym: $\mathrm{tg}\Theta = \frac{c_z}{c_z}$.

Uwzględniając powyższe zależności:

$$D = \frac{v}{w} = \frac{v}{v \cdot \operatorname{tg} \Theta} = \frac{1}{\operatorname{tg} \Theta} = \frac{1}{\frac{c_x}{c_z}} = \frac{c_z}{c_x} \tag{59}$$

Im większy jest więc stosunek $\frac{c_z}{c_x}$, tym doskonałość jest większa.



Rys. 72. Biegunowa prędkości i doskonałość szybowca „Foka"

O zaletach szybowca wysokowyczynowego i zawodniczego decyduje doskonałość. Ona bowiem mówi nam o wielkości opadania szybowca w zakresie dużych prędkości, z jakimi latają piloci na przeskokach między kominami. Doskonałość jako stosunek c_z do c_x dla danego kąta natarcia nie zależy od czynników zewnętrznych, lecz od charakterystyk aerodynamicznych szybowca.

Wpływ na doskonałość ma więc tylko konstruktor, dobierając dla danego szybowca charakterystyki aerodynamiczne oraz narzucając kształty poszczególnych elementów.

Jak widać z wzoru (58) doskonałość będzie tym większa, im całkowity opór szybowca c_x będzie mniejszy.

Jak wiadomo, współczynnik oporu c_x całego szybowca jest sumą współczynników oporu poszczególnych elementów szybowca oraz tzw. współczynnika oporu interferencji $c_{x\,\mathrm{int}}$, który wynika z wzajemnego przenikania np. skrzydła z kadłubem, usterzenia z kadłubem itp.

$$c_{x\,\mathrm{szyb}} = c_{x\,\mathrm{skrz}} + c_{x\,\mathrm{kadł}} + c_{x\,\mathrm{ust}} + c_{x\,\mathrm{podw}} + \cdots + c_{x\,\mathrm{int}} \tag{60}$$

Opór wszystkich części szybowca poza skrzydłem określa się jako „opór szkodliwy". Możemy więc współczynnik oporu szybowca napisać jako:

$$c_{x\,\text{szyb}} = c_{x\,\text{skrz}} + c_{x\,\text{szk}} + c_{x\,\text{int}} \tag{61}$$

Chcąc więc zmniejszyć $c_{x\,\text{szyb}}$ należy zmniejszyć opory poszczególnych elementów.

Na opór szkodliwy $c_{x\,\text{szk}}$ składają się opór kształtu i opór tarcia; otóż zmniejszenie oporu szkodliwego osiągamy przez dobieranie kadłuba o jak najmniejszym przekroju poprzecznym powierzchni, o jak najbardziej opływowym, aerodynamicznym kształcie i dużej gładkości powierzchni. Odnosi się to również do pozostałych elementów szybowca. Ponadto zmniejszenie oporu interferencyjnego uzyskujemy przez staranne opracowanie przejść skrzydła w kadłub i usterzeń w kadłub oraz przez zlikwidowanie wszelkich części występujących, np. klapek powodujących zaburzenia przepływu.

Opór skrzydła składa się z „oporu profilowego" c_{xp} (opór kształtu i opór tarcia) oraz z tzw. „oporu indukowanego":

$$c_{xi} = \frac{c_z^2}{\pi \cdot \lambda_{\text{ef}}}$$

gdzie: Λ_{ef} — wydłużenie efektywne skrzydła.

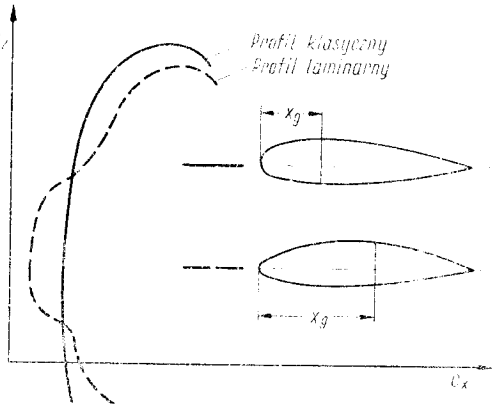
$$c_{x\,\text{skrz}} = c_{xp} + c_{xi} = c_{xp} + \frac{c_z^2}{\pi \cdot \Lambda_{\text{ef}}}$$

Opór profilowy dla danego profilu zależy od kształtu profilu i gładkości powierzchni skrzydła, natomiast opór indukowany dla danego kąta natarcia zależy od wydłużenia efektywnego skrzydła Λ_{ef}. Im większe wydłużenie ma skrzydło, tym jego opór indukowany będzie mniejszy, a więc i opór całkowity również zmaleje, co wpłynie na zwiększenie doskonałości szybowca.

Okazuje się, że w ramach różnych profilów, którymi dysponuje konstruktor dobierając profil do danego szybowca, istnieje pewna rodzina tzw. „profilów laminarnych", które odznaczają się zdecydowanie mniejszym oporem w pewnym zakresie prędkości niż profile klasyczne. Dla ilustracji podano na rysunku 73 charakterystyki aerodynamiczne profilu laminarnego i (dla porównania) profilu klasycznego.

Zwłaszcza profile laminarne o małej grubości względnej odznaczają się małymi oporami. Zastosowanie więc dla skrzydeł profilów laminarnych o małej grubości zwiększa doskonałość szybowców. Jednocześnie należy zwrócić uwagę na konieczność zachowania bardzo dużej gładkości skrzydeł o pro-

filach laminarnych, która warunkuje utrzymanie małej wartości współczynnika oporu c_{xp}.



Rys. 73. Biegunowa profilu laminarnego i klasycznego

Reasumując należy stwierdzić, że konstruktor ma wpływ na podwyższenie doskonałości szybowca przez:

1) dobranie jak najbardziej opływowych aerodynamicznych kształtów i usunięcie wszelkich źródeł zakłóceń przepływu na szybowcu,
2) stosowanie dużych wydłużeń skrzydeł Λ,
3) stosowanie profilów laminarnych na skrzydle i na usterzeniach o dużej gładkości powierzchni.

Rozdział 12

TENDENCJE ROZWOJOWE I NAJNOWSZE KONSTRUKCJE SZYBOWCOWE ŚWIATA

W okresie powojennym obserwujemy stały, rewelacyjny rozwój szybownictwa na świecie. Do najważniejszych jego zadań należy szkolenie pilotów oraz sport wyczynowy.

Naukę latania i dalsze loty doskonalące piloci odbywają na prostych szybowcach szkolnych i treningowych charakteryzujących się dużą wytrzymałością, prawidłowością i łatwością pilotażu oraz niezbyt wysokimi właściwościami aerodynamicznymi (zwłaszcza szkolne).

Najliczniejszą grupę wśród szybowców stanowią szybowce

wyczynowe i zawodnicze umożliwiające pilotom zdobywanie warunków do srebrnych, złotych i diamentowych odznak, osiągnięcie jak najlepszych wyników na różnego rodzaju zawodych szybowcowych oraz „bicie" rekordów. Szybowce wyczynowe muszą więc odznaczać się bardzo dobrymi właściwościami przelotowymi, które najlepiej charakteryzuje nam doskonałość szybowca. Doskonałość najlepszych latających obecnie szybowców wysokowyczynowych osiągnęła, a nawet przekroczyła wartość 40, podczas gdy w okresie międzywojennym najlepsze szybowce miały doskonałość rzędu 20.

Najlepszym polem do obserwacji tendencji rozwojowych w dziedzinie szybownictwa wyczynowego są rozgrywane co dwa lata Szybowcowe Mistrzostwa Świata. Są one nie tylko zgromadzeniem najlepszych pilotów, lecz również przeglądem najnowszych idei i myśli konstrukcyjnej w tej dziedzinie.

Wyniki uzyskane zależą od osobistych walorów pilota, lecz w równym lub nawet większym stopniu od konstruktora szybowca. Konstruktor bowiem uzyskuje jak najlepsze właściwości przelotowe szybowca biorąc pod uwagę przy projektowaniu jak najkorzystniejsze rozwiązanie aerodynamiczne, konstrukcyjne i technologiczne.

Tendencje rozwojowe w dziedzinie aerodynamiki

W dziedzinie aerodynamiki już od dawna stosowano profile laminarne skrzydeł dające mniejszy współczynnik oporu c_x, a więc większe doskonałości szybowca w zakresie prędkości przelotowych. Obecnie stosuje się zmodyfikowane profile laminarne skrzydeł Epplera i Wortmanna.

Na rysunku 74 pokazano biegunową profilu zwykłego laminarnego NACA oraz zmodyfikowaną przez Epplera. Z rysunku tego widać, że Eppler dąży do maksymalnego uzyskania laminarności w następujących punktach biegunowej:

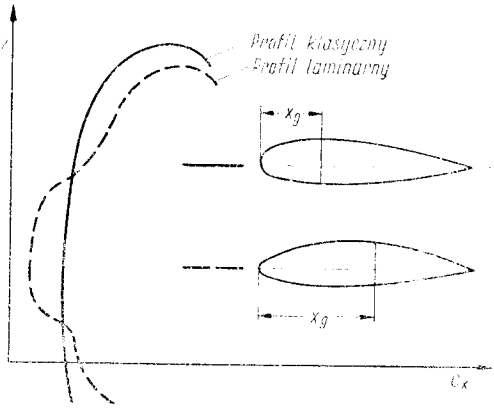
— na kątach natarcia odpowiadających krążeniu szybowca,
— na kątach natarcia odpowiadających prędkości przeskoku.

W pozostałych punktach biegunowej współczynnik oporu c_x jest większy niż dla profilu zwykłego laminarnego.

Widać stąd, że modyfikacja Epplera poprawia raczej wyraźnie właściwości szybowców na małych prędkościach, przy przeciągnięciu (duże $c_{z\max}$) i w krążeniu, natomiast na prędkości przeskoku jedynie w małym zakresie kątów natarcia jest lepsza od zwykłego profilu laminarnego NACA.

Modyfikacja Wortmanna (rys. 75), natomiast ma na celu uzyskanie laminarności w bardzo dużym zakresie kątów natarcia kosztem nawet niewielkiego wzrostu $c_{x\min}$. Z rysunku

filach laminarnych, która warunkuje utrzymanie małej wartości współczynnika oporu c_{xp}.



Rys. 73. Biegunowa profilu laminarnego i klasycznego

Reasumując należy stwierdzić, że konstruktor ma wpływ na podwyższenie doskonałości szybowca przez:

1) dobranie jak najbardziej opływowych aerodynamicznych kształtów i usunięcie wszelkich źródeł zakłóceń przepływu na szybowcu,
2) stosowanie dużych wydłużeń skrzydeł Λ,
3) stosowanie profilów laminarnych na skrzydle i na usterzeniach o dużej gładkości powierzchni.

Rozdział 12

TENDENCJE ROZWOJOWE I NAJNOWSZE KONSTRUKCJE SZYBOWCOWE ŚWIATA

W okresie powojennym obserwujemy stały, rewelacyjny rozwój szybownictwa na świecie. Do najważniejszych jego zadań należy szkolenie pilotów oraz sport wyczynowy.

Naukę latania i dalsze loty doskonalące piloci odbywają na prostych szybowcach szkolnych i treningowych charakteryzujących się dużą wytrzymałością, prawidłowością i łatwością pilotażu oraz niezbyt wysokimi właściwościami aerodynamicznymi (zwłaszcza szkolne).

Najliczniejszą grupę wśród szybowców stanowią szybowce

wyczynowe i zawodnicze umożliwiające pilotom zdobywanie warunków do srebrnych, złotych i diamentowych odznak, osiągnięcie jak najlepszych wyników na różnego rodzaju zawodych szybowcowych oraz „bicie" rekordów. Szybowce wyczynowe muszą więc odznaczać się bardzo dobrymi właściwościami przelotowymi, które najlepiej charakteryzuje nam doskonałość szybowca. Doskonałość najlepszych latających obecnie szybowców wysokowyczynowych osiągnęła, a nawet przekroczyła wartość 40, podczas gdy w okresie międzywojennym najlepsze szybowce miały doskonałość rzędu 20.

Najlepszym polem do obserwacji tendencji rozwojowych w dziedzinie szybownictwa wyczynowego są rozgrywane co dwa lata Szybowcowe Mistrzostwa Świata. Są one nie tylko zgromadzeniem najlepszych pilotów, lecz również przeglądem najnowszych idei i myśli konstrukcyjnej w tej dziedzinie.

Wyniki uzyskane zależą od osobistych walorów pilota, lecz w równym lub nawet większym stopniu od konstruktora szybowca. Konstruktor bowiem uzyskuje jak najlepsze właściwości przelotowe szybowca biorąc pod uwagę przy projektowaniu jak najkorzystniejsze rozwiązanie aerodynamiczne, konstrukcyjne i technologiczne.

Tendencje rozwojowe w dziedzinie aerodynamiki

W dziedzinie aerodynamiki już od dawna stosowano profile laminarne skrzydeł dające mniejszy współczynnik oporu c_x, a więc większe doskonałości szybowca w zakresie prędkości przelotowych. Obecnie stosuje się zmodyfikowane profile laminarne skrzydeł Epplera i Wortmanna.

Na rysunku 74 pokazano biegunową profilu zwykłego laminarnego NACA oraz zmodyfikowaną przez Epplera. Z rysunku tego widać, że Eppler dąży do maksymalnego uzyskania laminarności w następujących punktach biegunowej:

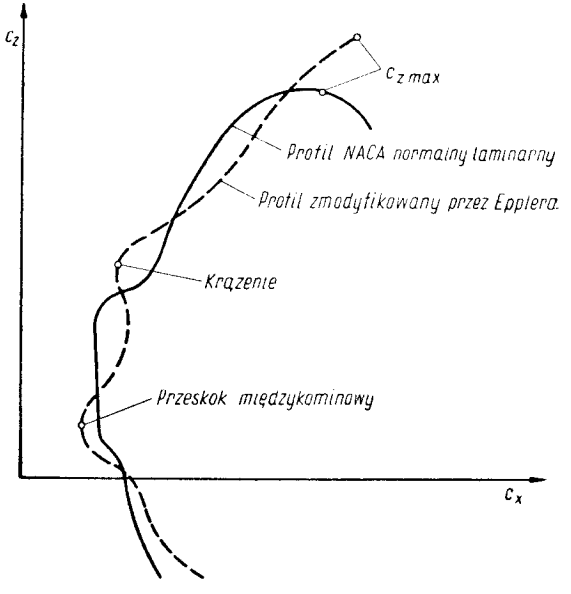
— na kątach natarcia odpowiadających krążeniu szybowca,
— na kątach natarcia odpowiadających prędkości przeskoku.

W pozostałych punktach biegunowej współczynnik oporu c_x jest większy niż dla profilu zwykłego laminarnego.

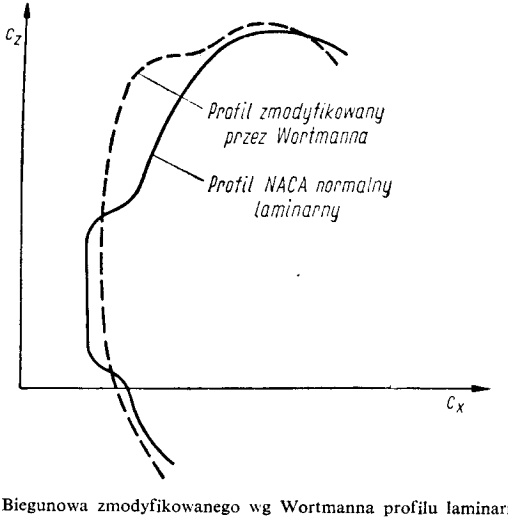
Widać stąd, że modyfikacja Epplera poprawia raczej wyraźnie właściwości szybowców na małych prędkościach, przy przeciągnięciu (duże $c_{z\max}$) i w krążeniu, natomiast na prędkości przeskoku jedynie w małym zakresie kątów natarcia jest lepsza od zwykłego profilu laminarnego NACA.

Modyfikacja Wortmanna (rys. 75), natomiast ma na celu uzyskanie laminarności w bardzo dużym zakresie kątów natarcia kosztem nawet niewielkiego wzrostu $c_{x\min}$. Z rysunku

75 widać, że w przypadku modyfikacji Wortmanna, tak charakterystyczne dla profilu laminarnego wygięcie praktycznie znika.



Rys. 74. Biegunowa zmodyfikowanego wg Epplera profilu laminarnego



Rys. 75. Biegunowa zmodyfikowanego wg Wortmanna profilu laminarnego

Obecnie większość konstruktorów bazuje na profilach Wortmanna, które dają bardziej równomierny przebieg biegunowej.

Ponadto w dziedzinie aerodynamiki stosuje się coraz większe wydłużenia skrzydeł:

$$\Lambda = \frac{b^2}{S}$$

i osiąga się to przez wzrost rozpiętości.

Stosuje się profile laminarne zmodyfikowane z reguły bardzo cienkie: 13÷15%. Ponieważ profile takie mają małe współczynniki siły nośnej c_z, więc aby obniżyć prędkość krążenia, szybowce z reguły zaopatruje się w klapy.

Aby zmniejszyć do minimum opór szybowca, stosuje się ponadto:

— zmniejszenie przekroju poprzecznego kadłuba, co pociąga za sobą półleżącą pozycję pilota,
— likwidowanie wszalkich źródeł zaburzeń i szczelin na skrzydle, kadłubie i usterzeniach.

Tendencje rozwojowe w dziedzinie konstrukcji

W dziedzinie konstrukcji szybowców wyczynowych Międzynarodowa Organizacja Naukowo-Techniczna Szybownictwa (OSTIV) wprowadziła podział na dwie klasy, „otwartą" i „standard".

Klasa otwarta pozwala na stosowanie wszelkich rozwiązań aerodynamicznych i konstrukcyjnych i nie narzuca żadnych ograniczeń wymiarów ani innych parametrów szybowców. W klasie standard natomiast wprowadzono następujące ograniczenia:

1) rozpiętość skrzydeł nie może przekraczać 15 m,
2) nie można stosować mechanizacji skrzydła,
3) na skrzydle muszą być hamulce konwencjonalne,
4) podwozie musi być stałe, nie chowane,
5) szybowiec powinien być prosty i tani oraz powinien być produkowany seryjnie.

Dopuszczenie szybowców klasy standard do udziału w mistrzostwach świata miało na celu umożliwienie startu tym krajom, które nie mogą pozwolić sobie na kosztowny sprzęt. Natomiast klasa otwarta stanowi wolne pole dla eksperymentów konstrukcyjnych, niezbędnych do otrzymania postępu technicznego w szybownictwie.

W praktyce okazało się, że pomimo tylu ograniczeń nałożo-

nych na klasę standard, rozwój jej odbywa się w dwóch kierunkach:

— z jednej strony buduje się szybowce zgodnie z duchem klasy standard — są to uniwersalne, tanie szybowce klubowe,

— z drugiej zaś strony powstają szybowce wyścigowe w klasie standard, które nie różnią się właściwościami od szybowców w klasie otwartej i spełniają wszystkie wymagania postawione swojej klasie oprócz zalecenia prostoty i taniości konstrukcji.

Otóż w dziedzinie konstrukcji zaznacza się ostatnio zwrot od klasy standard do klasy otwartej (w latach ubiegłych odwrotnie, jeszcze na ostatnich Mistrzostwach Świata w Anglii w 1965 r. 67% stanowiły szybowce klasy standard, a nawet w klasie otwartej — 31% to też były szybowce klasy standard).

W dziedzinie konstrukcji szybowców wyczynowych dominują następujące cechy:

1) skrzydło wolnonośne o profilach laminarnych, niskoprocentowych o dużej gładkości powierzchni, zaopatrzone w klapy szczelinowe często wzdłuż całej rozpiętości,
2) kadłub opływowy „aerodynamiczny", o małym przekroju poprzecznym powierzchni, co pociąga za sobą pozycję półleżącą pilota (podobno zresztą wygodniejszą od leżącej); wyraźne tendencje do zredukowania do minimum powierzchni omywanych i do likwidacji wszelkich źródeł zaburzeń na kadłubie, w celu zachowania przepływu laminarnego na długim odcinku kadłuba,
3) podwozie chowane w locie szczelnie do kadłuba,
4) likwidowanie wszelkich źródeł zaburzeń na skrzydle np. przez zastąpienie hamulców skrzydłowych spadochronikiem umieszczonym w tylnej części kadłuba,
5) bardzo dokładne i wierne odtworzenie geometrii profilu,
6) usterzenie poziome przeważnie płytowe, z klapką dociążającą, dzięki czemu zmniejsza się opór, bo odpada opór szczelinowy i można stosować mniejsze powierzchnie usterzeń: S_H,
7) przeważnie stosuje się usterzenie motylkowe lub ostatnio usterzenia w kształcie litery T (niemiecki szybowiec D-36), które dają zysk na oporze w stosunku do układu klasycznego usterzeń,
8) coraz częściej zamiast drewna stosuje się laminaty,
9) zaznacza się, szczególnie w USA, powrót do szybowców metalowych

Tendencje rozwojowe w dziedzinie technologii

Obecnie do budowy szybowców wprowadzono oprócz drewna różnego rodzaju tworzywa sztuczne, wytwarzane przez przemysł chemiczny. Stosuje się je przy wykonywaniu całych zespołów wyposażenia kabiny, okuć i owiewek. Do konstrukcji przekładkowych stosuje się wypełniacze typu piankowego i ulowe-komórkowe.

Wszystkie powierzchnie nierozwijalne szybowców, jak np. przejście skrzydła w kadłub, przejście usterzeń w kadłub, wykonuje się obecnie z laminatów. Laminaty są to tworzywa warstwowe otrzymane przez nasycenie wypełniacza żywicami sztucznymi, przy czym jako wypełniacza używa się obecnie nie tkaniny, lecz tzw. „rowing szklany" (włókna ukierunkowane). Laminaty charakteryzują się dużą wytrzymałością i dużą odpornością na warunki atmosferyczne oraz dużą gładkością powierzchni. Ponadto dają się łatwo kleić razem ze sobą, z drewnem i metalem.

W konstrukcjach przekładkowych, jako wypełniaczy ostatnio używa się najczęściej wypełniaczy komórkowych, które są robione na kształt plastrów miodu. Stosuje się wypełniacze ulowe — papierowe i aluminiowe. Stosowane dotychczas wypełniacze piankowe obecnie są zarzucane z uwagi na ich niestabilność przy zmiennych temperaturach, która doprowadza do zmiany kształtu konstrukcji przedkładkowej.

W związku ze stosowaniem profilów niskoprocentowych skrzydła skorupowe odznaczają się dużymi naprężeniami i małymi sztywnościami, w związku z czym istnieje niebezpiepieczeństwo wystąpienia flatteru.

Moda

W ostatnim okresie w szybownictwie pojawiła się moda na usterzenia w kształcie litery T, duże rozpiętości i wydłużenia skrzydeł oraz na kształty „fokowskie" (zbliżone do polskiego szybowca „Foka").

Najnowsze konstrukcje szybowcowe świata

Rozgrywane co dwa lata Szybowcowe Mistrzostwa Świata oraz ustanawianie coraz nowych rekordów międzynarodowych zmuszają konstruktorów do projektowania coraz lepszych, nowych szybowców. W chwili obecnej na świecie istnieje wiele bardzo dobrych i interesujących konstrukcji zarówno w klasie standard, jak i w klasie otwartej. Wymienimy tu tylko niektóre z nich, najbardziej zasługujące na uwagę.

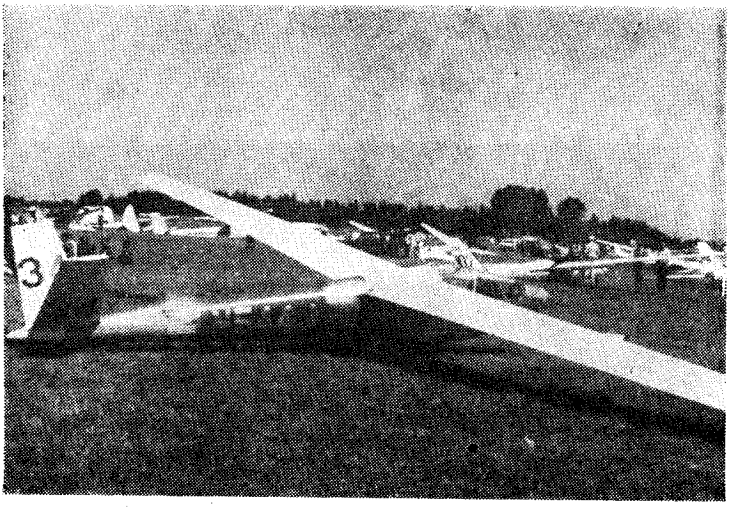
Niewątpliwie jednym z najlepszych szybowców w klasie standard w chwili obecnej jest polska „Foka" (rys. 76). Miarą jej popularności jest to, że zdobyła rynki zagraniczne, a reprezentacje wielu państw startują na Mistrzostwach Świata na polskich „Fokach". W NRF jest nawet klub miłośników „Foki". Na szybowcu tym na Mistrzostwach Świata w Anglii w 1965 r. nasz pilot, Jan Wróblewski, zdobył tytuł Mistrza Świata w klasie otwartej.

W roku 1968 spośród 105 zawodników startujących na Mistrzostwach Świata w Lesznie 25 zawodników z trzynastu różnych krajów latało na naszej „Foce".

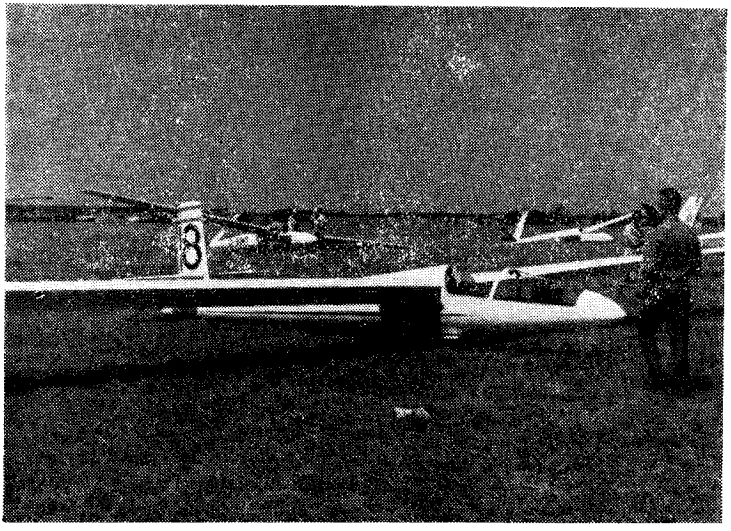
Z konstrukcji zagranicznych klasy standard do najlepszych należy francuski szybowiec „Edelweiss". Pilot francuski Henry zdobył na nim tytuł Mistrza Świata (W. Brytania 1965 r.) w klasie standard. Spośród najnowszych, bardzo dobrych i ciekawych konstrukcji wymienić należy:

— amerykańskie — „Sisu", HP-13M, HP-14
— angielskie — „Skylark IV", „Dart 15 W"
— austriackie — „Standard Austria SH-1"
— czechosłowackie — „Spartak"
— francuskie — „Sirren C30S Edelweiss"
— jugosłowiańskie — „Meteor", „Delfin"
— niemieckie (NRF) — „Phoebus", „Cirrus", „SHK", „BS-1b", „Libelle Standard"
— polskie — „Zefir-4", „Foka-5", „Pirat"
— radzieckie — „A-15"
— szwajcarskie — „Elfe-S3"
— włoskie — „EOLO", „Veltro"

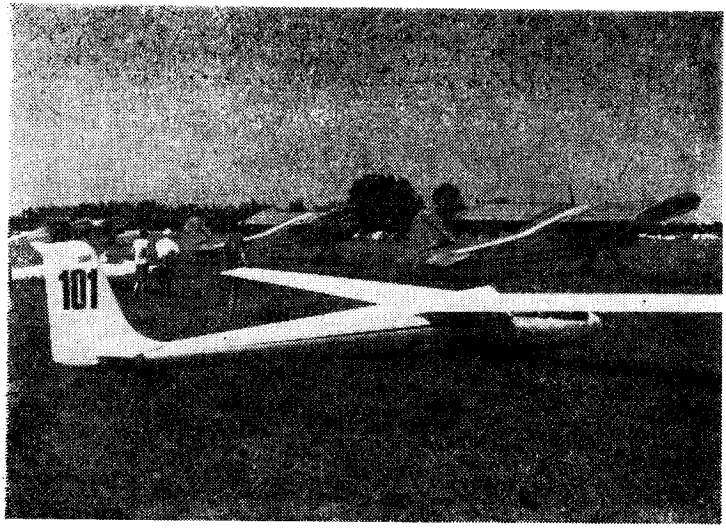
Rys. 76. Polski szybowiec klasy standard „Foka 5"



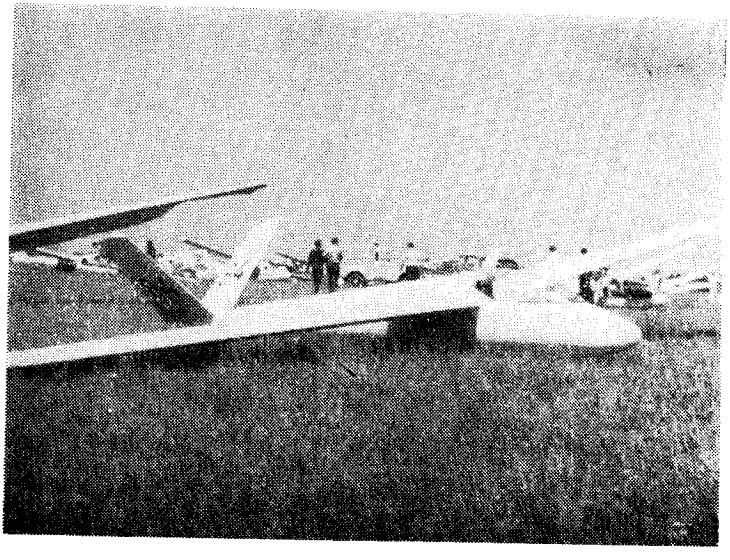
Rys. 77. Amerykański szybowiec klasy otwartej „HP-13M"



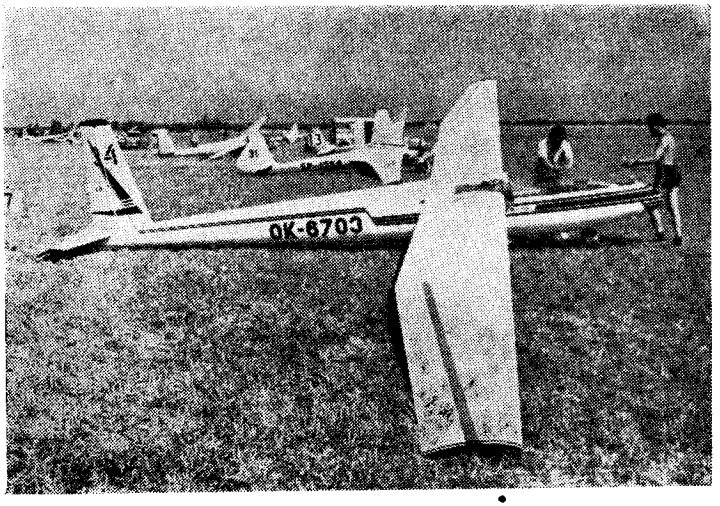
Rys. 78. Amerykański szybowiec klasy otwartej „HP-14"



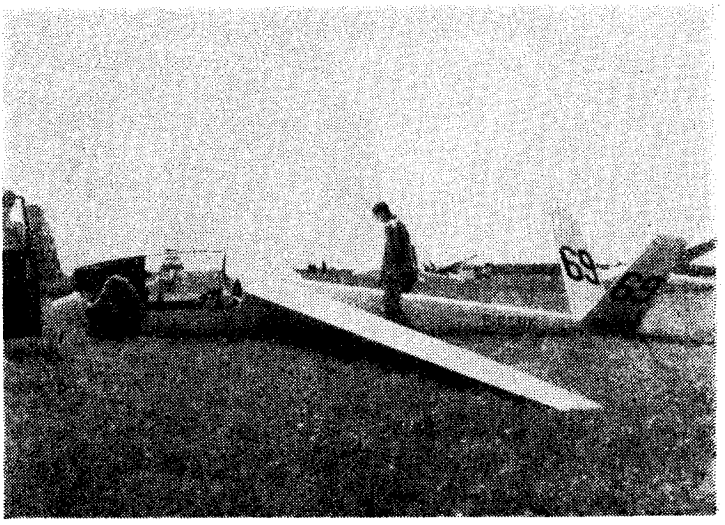
Rys. 79. Angielski szybowiec klasy standard „Dart-15W"



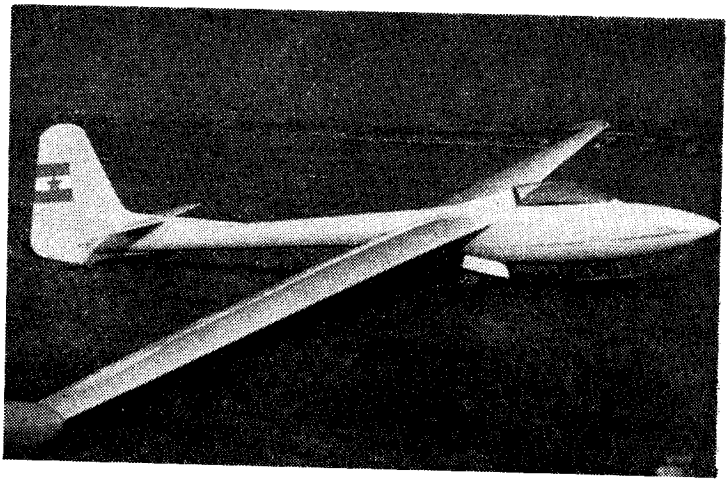
Rys. 80. Austriacki szybowiec klasy standard „Standard Austria SH-1"



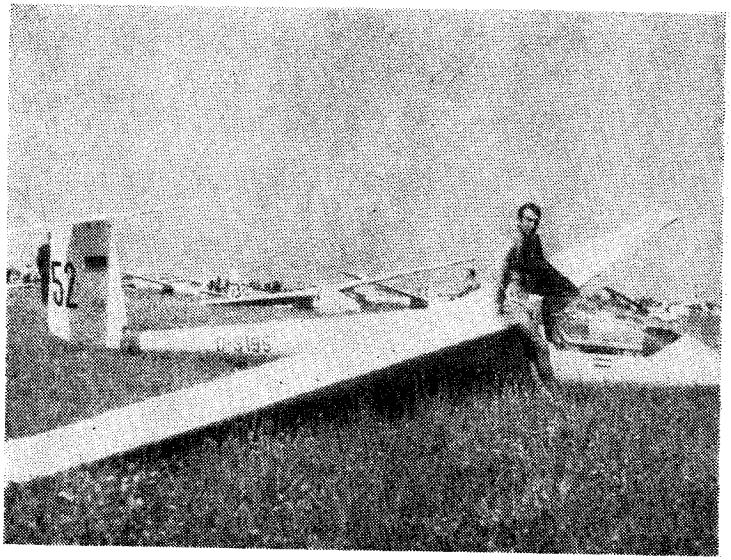
Rys. 81. Czechosłowacki szybowiec klasy otwartej „Spartak"



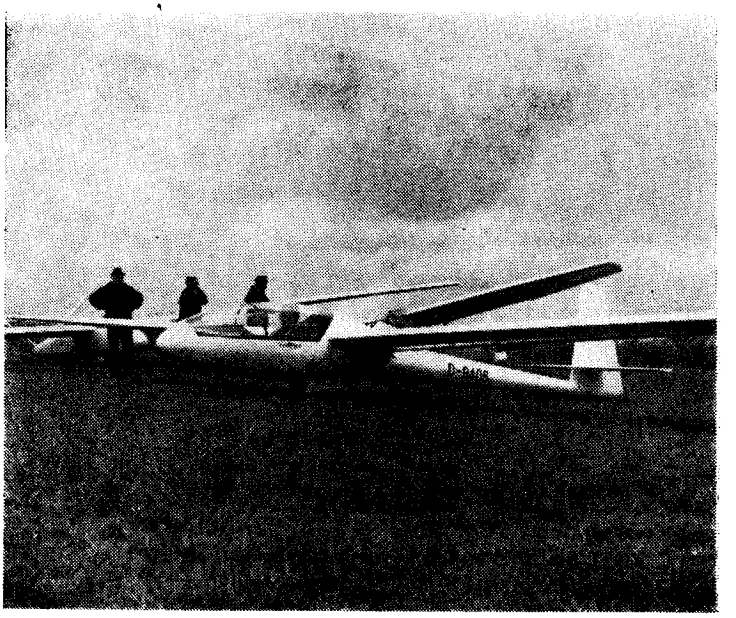
Rys. 82. Francuski szybowiec klasy standard „Sirren C30S Edelweiss"



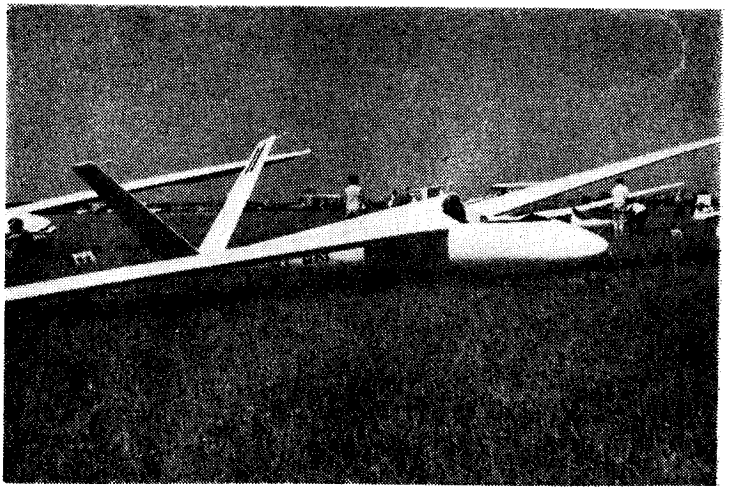
Rys. 83. Jugosłowiański szybowiec klasy otwartej „Meteor"



Rys. 84. Niemiecki szybowiec klasy standard „Phoebus"

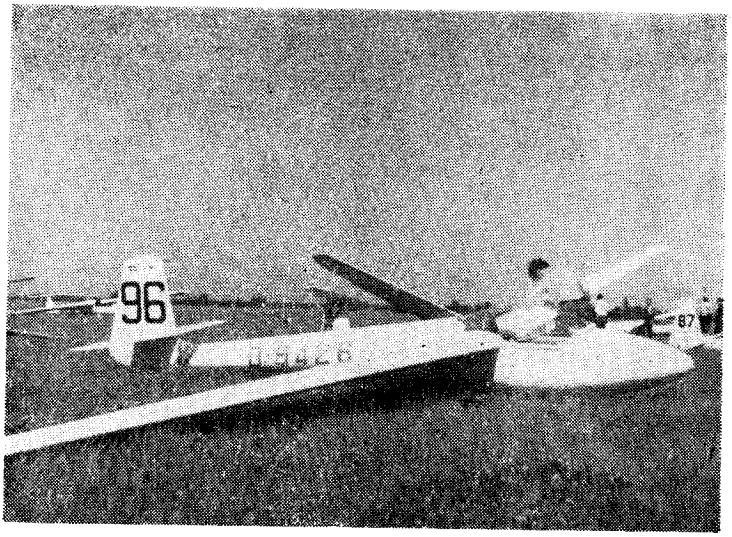


Rys. 85. Niemiecki szybowiec klasy otwartej „Cirrus"

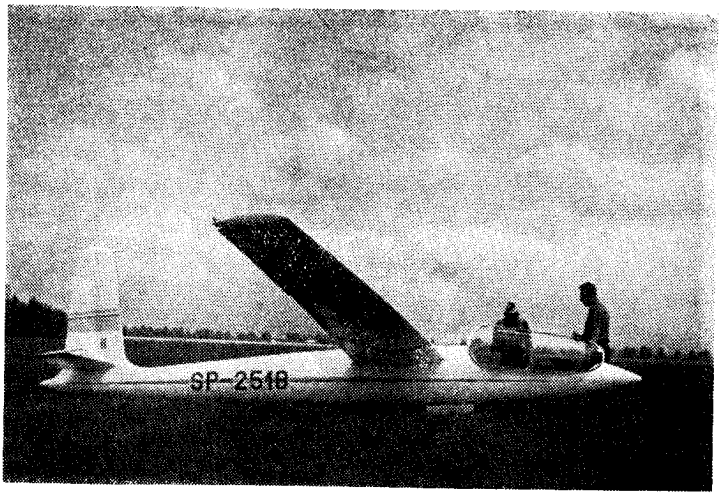


Rys. 86. Niemiecki szybowiec klasy otwartej „SHK"

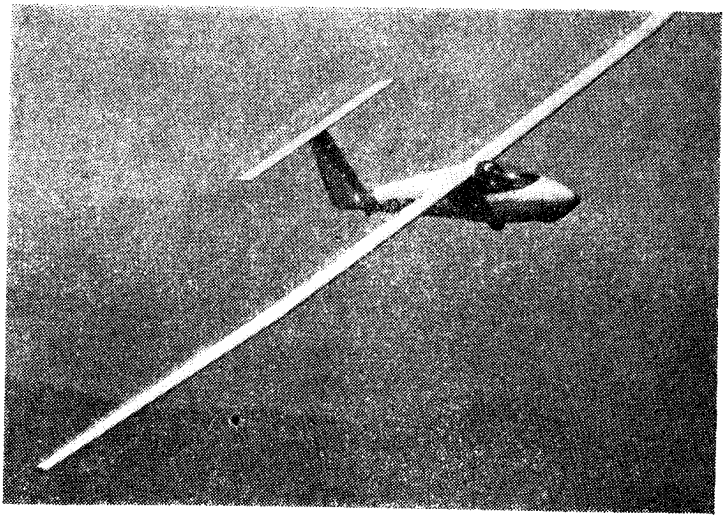
Rys. 87. Niemiecki szybowiec klasy otwartej „BS-1B"



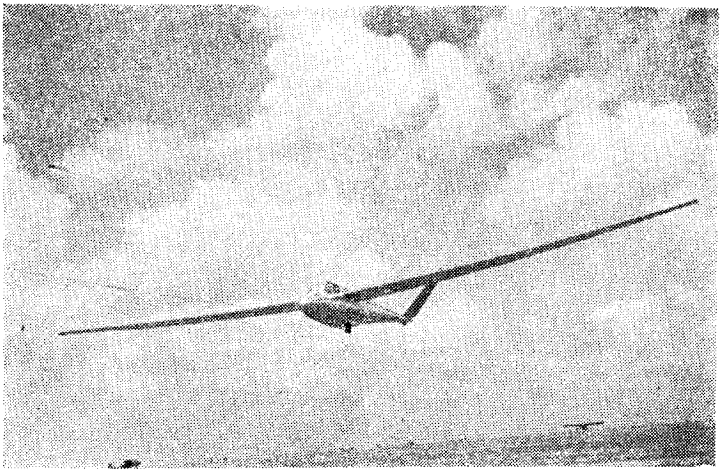
Rys. 88. Niemiecki szybowiec klasy standard „Libelle-Standard"



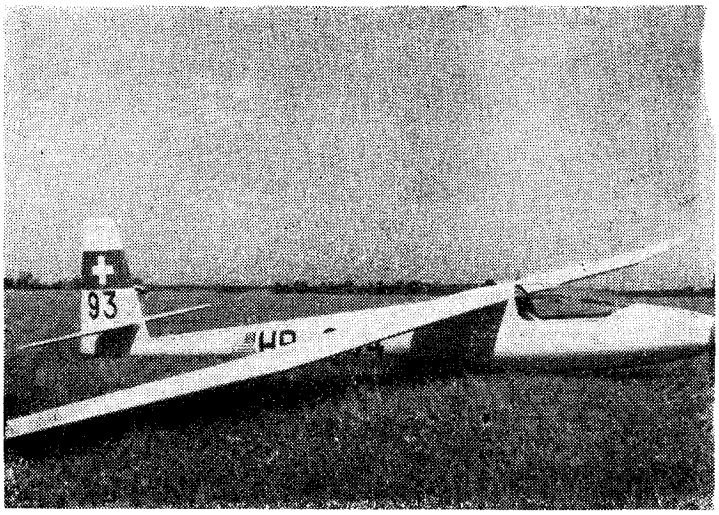
Rys. 89. Polski szybowiec klasy otwartej „Zefir-4"



Rys. 90. Polski szybowiec klasy standard „Pirat"



Rys. 91. Radziecki szybowiec klasy otwartej „A-15"



Rys. 92. Szwajcarski szybowiec klasy standard „Elfe-S 3"